

ANÁLISIS DE UN MATERIAL COMPUESTO CON USO DE NANOTUBOS DE
CARBONO PARA APLICACION EN ESTRUCTURAS ESPACIALES

HÉCTOR MAURICIO RODRÍGUEZ LOZANO

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.

2014

ANÁLISIS DE UN MATERIAL COMPUESTO CON USO DE NANOTUBOS DE
CARBONO PARA APLICACION EN ESTRUCTURAS ESPACIALES

HÉCTOR MAURICIO RODRÍGUEZ LOZANO

Proyecto de Grado para optar el título de Ingeniero Aeronáutico

Director: Andreas Gravenhorst

Título académico: Ingeniero Aeroespacial

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.

2014

A mis padres Rocío y Milton,
cuyo apoyo ha sido fundamental
durante todos estos años.

AGRADECIMIENTOS

El autor expresa sus agradecimientos a la facultad de Ingeniería de la Fundación Universitaria Los Libertadores por su apoyo e incentivo a los proyectos de carácter investigativo enfocados al crecimiento del campo y la industria aeronáutica. En especial énfasis a los Ingenieros Jesús Alberto Barón, Jonathan Murcia y Andreas Gravenhorst quienes apoyaron y ayudaron con los conceptos básicos para la realización de este proyecto.

También se expresa el agradecimiento a los compañeros y colegas estudiantes, entre algunos: Fernando Cuadros, Andrés Aguillón y Fernanda Villegas por su apoyo intelectual indirecto en la realización de este proyecto, con ideas y opiniones ayudaron a formar la teoría detrás de la metodología implementada en este documento.

CONTENIDO

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	21
JUSTIFICACIÓN	22
OBJETIVOS	23
1. MARCO REFERENCIAL	24
1.1 ANTECEDENTES	25
1.1.1 Aluminio y Aleaciones	25
1.1.2 Magnesio y Berilio	28
1.1.3 Titanio	29
1.1.4 Aceros de alta resistencia	32
1.1.5 Superalaciones	34
1.1.6 Materiales Compuestos	38
1.1.7 Nanotubos de Carbono	40
1.2 SELECCIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO	43
2. DEFINICION DE LOS PARAMETROS DE ESTUDIO	47
3. DETERMINACION DE LAS PROPIEDADES DEL MATERIAL COMPUESTO	50
4. MODELO TEORICO	62
4.1 Caso ideal teórico: Ariane II	62
4.2 Caso hipotético: Ariane II bajo operación 'extrema'	74
4.3 Comparación de resultados entre los materiales analizados y los materiales utilizados en la industria actualmente.	79
5. ANALISIS COMPUTARIZADO POR METODO DE ELEMENTOS FINITOS (MEF)	84
5.1 Análisis mecánico	84
5.1.1 Material de referencia: Aluminio 2024-T3	87
5.1.2 Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt	89
5.1.3 Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt	92
5.2 Análisis Térmico	96
5.3 Análisis de Impacto	101

5.3.1 Caso de estudio: Accidente del Transbordador Espacial Columbia	102
5.3.2 Condiciones del análisis de impacto	104
5.3.3 Análisis de impacto sobre estructura con protección de tipo RCC	106
5.3.4 Análisis de impacto sobre estructura con protección tipo HRSI	108
6. COMPARACION ECONOMICA DEL USO DE LOS MMCs FRENTE A MATERIALES CONVENCIONALES	113
CONCLUSIONES	120
BIBLIOGRAFÍA	125

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Refinamiento del grano del magnesio con el uso de zirconio.	29
Figura 2. Fases alfa y beta de titanio frente a diversos elementos aditivos.	31
Figura 3. Eficiencia relativa estructural de materiales de aviación.	39
Figura 4. Comparación, propiedades de fatiga de materiales aeroespaciales.	40
Figura 5. Comparación entre nanotubos de carbono de pared simple (SWNT) y de pared múltiple (MWNT).	42
Figura 6. Presentación física de los nanotubos de carbono sin observación bajo microscopio.	43
Figura 6. Distribución de materiales usados en el Boeing 787.	45
Figura 7. Tipos de Refuerzo de materiales compuestos de matriz metálica.	47
Figura 9. Relación resistencia/densidad del aluminio en comparación a varios metales y aleaciones.	51
Figura 10. Micrografía óptica indicando valores de dureza (dureza Vickers, HV) en a) Región I y b) Región II, usando 1500 rpm a 0.24 mm de profundidad.	56
Figura 11. Configuración geométrica de la sección del caso de estudio teórico, basado en el diseño del cohete portador Ariane II.	63
Figura 11. Configuración usada en los análisis de carácter mecánico, basada en la estructura interna del cohete Ariane 2.	86
Figura 12. Detalle de la configuración de los mamparos en un extremo de la estructura usada en los análisis de carácter mecánico.	86
Figura 13. Análisis de estrés equivalente que presenta la estructura basada en Aluminio 2024-T3, bajo una carga distribuida sobre el mamparo de 147,5 kN.	87
Figura 14. Análisis de deformación equivalente que presenta la estructura basada en Aluminio 2024-T3, bajo una carga distribuida sobre el mamparo de 147,5 kN.	88

Figura 15. Análisis de estrés equivalente que presenta la estructura basada en Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt, bajo una carga distribuida de 147,5 kN.	90
Figura 16. Análisis de deformación sufrida por la estructura basada en Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt, bajo una carga distribuida de 147,5 kN.	91
Figura 17. Análisis de estrés equivalente que presenta la estructura basada en Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt, bajo una carga distribuida de 147,5 kN.	93
Figura 18. Análisis de deformación que presenta la estructura basada en Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt, bajo una carga distribuida de 147,5 kN.	94
Figura 19. Detalle de la configuración usada en el análisis térmico, incluyendo el revestimiento estructural 'exterior' y el recubrimiento de protección térmica.	97
Figura 20. Análisis de temperatura censada sobre la estructura hecha de Aluminio 2024-T3 bajo las condiciones de simulación estipuladas.	99
Figura 21. Análisis de temperatura censada sobre la estructura hecha de Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt bajo las condiciones de simulación estipuladas.	99
Figura 22. Análisis de temperatura censada sobre la estructura hecha de Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt bajo las condiciones de simulación estipuladas.	100
Figura 23. Evidencia visual utilizada para determinar el tiempo de impacto y la velocidad relativa del impacto del aislante sobre el transbordador.	103
Figura 24. Representación del daño sufrido por un panel de RCC tomado del Discovery, utilizado para las simulaciones de impacto durante la investigación del incidente del Columbia.	104
Figura 25. Configuración del modelo (TPS de tipo HRSI) con la espuma aislante antes de simulación de impacto, (V1 = 24cm, H1 = 15cm).	105
Figura 26. Detalle de un corte transversal del modelo luego de la simulación de impacto usando una estructura de Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt y recubrimiento tipo RCC.	107
Figura 27. Detalle de un corte transversal del modelo luego de la simulación de impacto usando una estructura de Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt y recubrimiento tipo RCC.	107
Figura 28. Configuración del modelo (TPS de tipo HRSI) con la espuma aislante antes de simulación de impacto, (V1 = 24cm, H1 = 15cm).	109

Figura 29. Detalle de un corte transversal del modelo luego de la simulación de impacto usando una estructura de Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt y recubrimiento tipo HRSI. 110

Figura 30. Detalle de un corte transversal del modelo luego de la simulación de impacto usando una estructura de Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt y recubrimiento tipo HRSI. 110

Figura 31. Detalle del estrés encontrado sobre el larguerillo principal por debajo de la zona de impacto de la espuma aislante, material: aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt. 111

Figura 32. Detalle del estrés encontrado sobre el larguerillo principal por debajo de la zona de impacto de la espuma aislante, material: aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt. 112

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Propiedades mecánicas de aleaciones de aluminio usadas en aviación	27
Tabla 2. Composición nominal de superaleaciones forjadas, determinadas en porcentajes de cada elemento de la aleación	35
Tabla 3. Composición nominal de superaleaciones moldeadas, determinadas en porcentajes de cada elemento de la aleación	37
Tabla 4. Propiedades mecánicas y térmicas del Aluminio 6061-T6	48
Tabla 5. Propiedades mecánicas y térmicas de los nanotubos de carbono	49
Tabla 8. Propiedades Mecánicas y Térmicas del Aluminio 7075-T6.	53
Tabla 9. Comparación de aumento en propiedades de compuestos de base aluminio obtenidos de forma experimental	59
Tabla 10. Propiedades Mecánicas y Térmicas del Aluminio 6061-T6, incluyendo proyección del material compuesto planteado	60
Tabla 11. Propiedades Mecánicas y Térmicas del Aluminio 7075-T6, incluyendo proyección del material compuesto planteado.	61
Tabla 13. Comparación de materiales compuestos propuestos; Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt, y Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt.	80
Tabla 14. Comparación de parámetros de análisis de los materiales compuestos propuestos, bajo condiciones de operación normal y 'extrema'.	81
Tabla 15. Comparación de parámetros de análisis de los materiales compuestos propuestos con el material convencional Al2024-T3, bajo condiciones de operación normal.	82
Tabla 12. Comparación de los resultados del análisis mecánico sobre el Aluminio 2024-T3, Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt y el Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt.	95
Tabla 13. Propiedades del HRSI (High-Temperature Reusable Surface Insulation).	97

Tabla 14. Comparación de los resultados de temperaturas censadas en el análisis del Aluminio 2024-T3, Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt y el Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt.	100
Tabla 15. Propiedades del RCC (Reinforced Carbon-Carbon).	106
Tabla 16. Aplicaciones de materiales frecuentemente utilizados en estructuras por agencias de desarrollo aeroespacial.	114
Tabla 17. Precios comerciales de materiales 'convencionales' de uso aeronáutico.	115
Tabla 18. Comparación de proporción de nanotubos de carbono utilizados según el material base de los MMC postulados.	117

GLOSARIO

γ : Valor de Thielmann, es un coeficiente que determina la sensibilidad del caparazón exterior a ceder sobre la presión y deformarse. Se considera que un valor de Thielmann inferior a 1 asegura que la estructura no se deforme hasta el punto de fallo.

$\sigma_{0,2\%}$: límite de resistencia a fuerza cortante a 0,2% de elongación del material.

σ_{crip} : límite de resistencia a fuerza cortante por rotura de material.

Al: Símbolo químico y abreviatura más utilizada del aluminio y sus aleaciones.

Anisotropía: contrario a la isotropía es la propiedad de un material de presentar diferentes valores de sus propiedades físicas en términos de la dirección en la que son examinadas.

Ariane: nombre de la familia de cohetes espaciales más exitosa de la Agencia Espacial Europea (ESA), con su primer lanzamiento el 24 de diciembre de 1979 y teniendo más de 200 lanzamientos exitosos hasta la fecha (a lo largo de todos los modelos).

b : distancia entre centro de larguerillos.

bm : distancia entre centros equivalentes de larguerillos y sección de 'piel' (revestimiento) utilizable para el análisis.

CMC: (del inglés Ceramic Matrix Composite) materiales compuestos realizados en base a un material de la familia de los cerámicos.

CNT: (del inglés Carbon Nanotubes) es la sigla más conocida de los nanotubos de carbono, independientemente de su condición estructural.

CVD: (del inglés Chemical Vapor Deposition) la deposición química de vapor es un proceso químico que se utiliza para obtener productos de alta pureza a nivel de micro fabricación.

E : módulo de Young, o módulo de elasticidad longitudinal del material; es un parámetro que determina la presión máxima que soporta un material antes de entrar en el rango de deformación plástica.

EFFU: (del inglés Exposed Facility Flyer Unit) era un módulo acoplado al satélite SFU (Space Flyer Unit), desarrollado por JAXA y dedicado al estudio de los efectos de los materiales ante impactos y radiación solar.

ETS-VII: (del inglés Engineering Testing Satellite No. 7): fue un satélite desarrollado y lanzado por la Agencia Nacional de Desarrollo Espacial de Japón (NASDA – ahora, JAXA) su función era la de practicar operaciones de encuentro entre satélites en el espacio.

F_{MAMP} : Área del perfil transversal del mamparo.

F_{Req} : Área de larguerillo requerida según límite de resistencia a fuerza cortante.

F_{SKINbm} : Área del segmento de ‘piel’ (revestimiento) adyacente a un larguerillo.

F_{STR} : Área de corte transversal del larguerillo (stringer)

F_{STRbm} : Área de corte transversal del larguerillo más área del segmento de ‘piel’ adyacente.

Falcon: Designación de la primera familia de cohetes espaciales desarrollados y operados exitosamente por la empresa privada de exploración espacial 'SpaceX'.

FSP: (del inglés Friction Stir Processing) es un proceso para modificar las propiedades de un metal mediante deformación plástica intensa localizada, este proceso se utiliza también para realizar un particulado en un metal mediante la adición de las partículas en el punto de la deformación.

HRSI: (del inglés High-temperature Reusable Surface Insulation) es un material que sirve como parte del sistema de protección térmica del transbordador espacial, hecho principalmente de sílice poroso de alta calidad dando un material de muy baja densidad.

$I_{MAMP.Reg}$: momento de inercia total requerido por cada mamparo para soportar la carga aplicada.

$I_{MAMP.total}$: momento de inercia total de cada mamparo.

I_{STR} : momento de inercia total de cada larguerillo sobre el centro de referencia geométrica del mamparo.

\bar{I}_y : Momento inercial del área transversal de perfil de mamparo.

Isotropía: es la característica de los cuerpos cuyas propiedades físicas no dependen de la dirección en la que son examinadas.

ISS: (del inglés International Space Station) la Estación Espacial Internacional es la estación operativa más grande en órbita, dedicada a la investigación terrestre. Su administración, construcción y operación es de cooperación internacional, principalmente por parte de la Administración Nacional de la Aeronáutica y del Espacio (NASA), la Agencia Espacial Federal Rusa (FKA), la

Agencia Japonesa de Exploración Espacial (JAXA), la Agencia Espacial Canadiense (CSA) y la Agencia Espacial Europea (ESA).

J_u : factor de seguridad de estructuras espaciales, según teoría experimental se utiliza un valor de 1,5 para estructuras tripuladas, y 1,3 para estructuras no tripuladas.

\bar{J}_x : momento de inercia del área transversal del mamparo, incluyendo el momento inercial de los larguerillos y el número de estos sobre la circunferencia externa.

JEM/MPAC&SEED: (del inglés Japanese Experiment Module/Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device) es un módulo de investigación científica actualmente incorporado a la estructura de la ISS, construido por JAXA y dedicado a la captura y monitorear la trayectoria de escombros espaciales en órbita; y también el analizar la degradación de los materiales espaciales debido a los rayos UV y radiación espacial.

Larguerillo/s: barra delgada con un perfil específico hecha de madera metal o fibra de carbono que se adhiere al revestimiento de una estructura aeroespacial, su función es la de distribuir cargas de forma longitudinal a la estructura.

MG: (Media Geométrica) es un método estadístico usado para determinar datos de una progresión geométrica, promediar razones, porcentajes, índices y cifras relativas.

MMC: (del inglés Metal Matrix Composite) familia de materiales compuestos cuya base principal es un material de naturaleza metálica.

MWCNT: (del inglés Multi-Walled Carbon Nanotubes) una clasificación de los nanotubos de carbono caracterizados por tener más de dos paredes estructurales, usualmente no superan las cinco paredes.

n_{STR} : número de larguerillos óptimo para soportar la carga en la estructura determinada.

n_{crip} : valor de presión de palla parcial del material en términos de la resistencia a fuerza cortante por el espesor equivalente del mamparo.

n_{gen} : valor de presión de palla general del material en términos de la resistencia a fuerza cortante por el espesor equivalente del mamparo.

P_{STR} : Carga soportada por cada larguerillo de la estructura.

Particulado: proceso de aleación de ciertos materiales que implica incluir el segundo material de la aleación en forma de partículas dentro del material base, este proceso se puede realizar tanto pulverizando ambos materiales y realizando la aleación de forma mecánica; como adicionando el segundo material (ya particulado) dentro del primer material en estado líquido o semi-sólido, y permitiendo la fusión de ambos materiales.

PMC: (del inglés Polymer Matrix Composite) familia de materiales compuestos cuya base principal son materiales de la familia de los polímeros.

R : radio de la circunferencia externa de la estructura determinada.

RCC: (del inglés Reinforced Carbon-Carbon) es un material compuesto de tipo CMC, constituido principalmente por fibras de refuerzo de carbón sobre una matriz de grafito. Este material se utiliza en el sistema de protección térmica del transbordador espacial.

S_x : valor de espesor equivalente del mamparo, al cual se aplica la carga estructural.

SWCNT: (del inglés Single-Walled Carbon Nanotubes) una clasificación de los nanotubos de carbono caracterizados por tener una única pared estructural.

TPS (del inglés Thermal Protection System) es el sistema de protección térmica usado por el transbordador espacial, es un sistema de diversos materiales que recubren el transbordador, cuya función es la de disipar la alta temperatura sufrida durante el reingreso atmosférico.

U : circunferencia 'U', circunferencia externa de la estructura que soporta los larguerillos de un cohete.

USD: (del inglés United States Dollar) es el acrónimo más común de la moneda oficial de los Estados Unidos de América, conocido simplemente como dólar.

Z_s : distancia al centroide del área transversal de cada larguerillo.

RESUMEN

Integrante:

Héctor Mauricio Rodríguez Lozano

Título del Trabajo: ANALISIS DE UN MATERIAL COMPUESTO CON USO DE NANOTUBOS DE CARBONO PARA APLICACIÓN EN ESTRUCTURAS ESPACIALES

Nombre del Asesor del Trabajo de grado: Andreas Gravenhorst

Resumen del Contenido:

Este documento pretende analizar del uso de materiales compuestos con adición de nanotubos de carbono, en la construcción de estructuras espaciales a futuro, como parte integral de los diseños y construcciones de diversos tipos de estructuras usadas tanto en la exploración como en la consolidación de actividades humanas en el espacio exterior.

El trabajo se basa en tres etapas fundamentales: la primera es la definición de un modelo teórico para determinar la viabilidad del uso de los nanotubos de carbono como base o componente aditivo a los materiales compuestos usados en la actualidad. La segunda etapa se basa en un análisis teórico del comportamiento de dicho material compuesto, para determinar su resistencia en términos de esfuerzos, impactos, presiones y variaciones térmicas. Finalmente se realizará un análisis computacional para la corroboración de la información obtenida de forma teórica para simular el uso de dichos materiales a largo plazo en estructuras espaciales, haciendo énfasis en el desarrollo de vehículos de exploración espacial.

INTRODUCCIÓN

Este trabajo presenta una propuesta de investigación sobre nuevos materiales en el uso de estructuras espaciales en la era moderna, la importancia de él se enfoca en la necesidad del progreso de materiales de ingeniería en materia de la exploración espacial, dada la reciente falta de vehículos de transporte espacial reutilizables¹ y la necesidad de aplicación del desarrollo de estructuras espaciales estacionarias con altos márgenes de seguridad que reduzcan al máximo las vulnerabilidades experimentadas en órbita². La idea original de esta investigación, nace de una observación de los materiales usados en las operaciones espaciales y de un seguimiento en el avance del desarrollo de dichos materiales, principalmente aquellos usados en las estructuras espaciales móviles; por supuesto considerando los registros históricos de accidentes e incidentes de diversos vehículos y estaciones espaciales como referente para realizar análisis de posibles situaciones de riesgo a los tripulantes³.

El trabajo es una aproximación a un estudio sobre el uso de nanotubos de carbono en estructuras espaciales, intentado simular las condiciones a las que se enfrentaría en operación; por ello el proyecto no abarcará mediciones sobre láminas y/o segmentos de material real. Esta primera condición de desarrollo postula una limitación del proyecto: por razones lógicas un modelo de aproximación simulada no genera suficiente información para dar una decisión acertada sobre la viabilidad del uso de los nanotubos de carbono en materiales compuestos para las situaciones dadas, por lo que se buscará obtener los resultados de comportamiento de estos materiales bajo un entorno hipotético

¹ "Why we Need a Space Program" by Sebastian Anthony. 21 de Julio de 2011 {En línea}. Disponible en: (<http://www.extremetech.com/extreme/89502-why-we-need-a-space-program>).

² Final Report of the International Space Station Independent Safety task Force. Febrero 2007. National Aeronautics and Space Administration.

³ *Los Incidentes principales son los desastres de los transbordadores espaciales 'Challenger' (OV-099) y 'Columbia' (OV-102), y los incidentes sufridos por la estación MIR (1986-017A) de nacionalidad rusa en sus últimos años de funcionamiento.

ideal como un principio para la posibilidad de un análisis exhaustivo en un futuro.

La metodología se basa en tres etapas generalizadas, para intentar obtener los mejores datos que lleven a una conclusión definida. La primera etapa se caracteriza por un análisis teórico sobre la funcionalidad del material compuesto con el uso de nanotubos de carbono, como parte de un conjunto estructural de un vehículo o estación espacial, durante esta etapa se estudiarán los límites de resistencia mecánica, térmica, por desgaste y por impacto; buscando conocer cómo se puede llegar a comportar el material teóricamente en condiciones ideales. La segunda etapa consiste en un análisis de la información recolectada anteriormente (densidad, límites de esfuerzos máximos, elasticidad, conductividad y resistencia térmica), en una condición ideal de operación para poder realizar una comparación con los datos teóricos de algunos de los materiales usados actualmente en la industria espacial, esto para poder definir una base por la cual determinar si un material compuesto con nanotubos de carbono es viable desde el punto de vista de ingeniería, y de forma secundaria, si es viable desde el punto de vista comercial. La tercera etapa es una simulación computarizada diseñada para poder estudiar más a fondo las reacciones del material, esta vez aplicados directamente a una estructura espacial, buscando posibles variaciones con los datos obtenidos en la segunda etapa, de modo que se pueda tener una visualización mejor sobre el comportamiento del material en un entorno más cercano al entorno real.

La principal razón de esta investigación es la de encontrar un material que pueda reemplazar los materiales actuales usados en el desarrollo de vehículos y estaciones espaciales incrementando el factor de seguridad de las operaciones frente a condiciones de impacto, estrés, fatiga y variaciones térmicas.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

El desarrollo de los materiales usados para estructuras y vehículos espaciales ha sido uno de los factores principales en los programas espaciales desde sus principios, siendo al principio una mera cuestión de práctica y error buscando los materiales que mejor se adapten a las condiciones en el espacio, desde entonces su evolución ha tenido un gran impacto en el desarrollo del diseño espacial. Sin embargo en la actualidad, dada la complejidad (y por tanto, altos costos) de los sistemas usados en el campo, y la poca disponibilidad de estos, hace necesario el desarrollo de materiales estructurales más resistentes y viables económicamente, que puedan ser estudiados de forma teórica primeramente, sin arriesgar o comprometer los componentes y tripulaciones que se alojen en un vehículo o estructura espacial.

En la actualidad y desde hace ya cierto tiempo, existe el apogeo de los materiales compuestos en casi todos los campos de la vida cotidiana, siendo estos materiales cada vez más fáciles de producir y más resistentes que sus contrapartes metálicas, como aleaciones o materiales puros, se abre una puerta de desarrollo para las estructuras espaciales, de modo que se intente resolver la problemática que se ha tenido desde el principio mismo de la historia espacial: ¿cómo crear una estructura resistente, segura, pero que a la vez reduzca los costos de operación de un equipo espacial?.

JUSTIFICACIÓN

Este trabajo está enfocado en analizar un material compuesto que sirva para reemplazar los materiales usados en el desarrollo de estructuras y vehículos espaciales; a pesar de que la tecnología interna del campo ha evolucionado constantemente, generando sistemas de navegación, propulsión y soporte de vida cada vez más avanzados, el campo de las estructuras no ha sufrido muchos cambios a lo largo de dichos avances tecnológicos sobre materiales compuestos, manteniéndose usualmente en los compuestos de base cerámica⁴. Aunque actualmente se usan nuevos materiales, basados en láminas compuestas que ofrecen mayor resistencia a las aleaciones tradicionales y reducen el peso general de la estructura; sin embargo, dichos materiales fallan, especialmente frente a daños por desgaste continuo o por impactos⁵, he ahí la razón por la cual se generó este proyecto, el encontrar una forma de mejorar dichos materiales compuestos de forma que se reduzca su probabilidad de fallo y se asegure un periodo de vida útil mucho mayor para las estructuras espaciales. El uso de nanotubos de carbono en la fabricación de materiales compuestos avanzados puede aumentar en gran medida las propiedades de resistencia de dichos materiales lo cual puede generar estructuras espaciales más resistentes que sirvan de base para la masificación de vehículos y estaciones espaciales, para poder así ampliar el alcance de la humanidad en el campo espacial.

⁴ National Aeronautics and Space Administration. "Orbiter Thermal Protection System" (factsheet). Kennedy Space Center. Septiembre 2006.

⁵ National Aeronautics and Space Administration. "Columbia Accident Investigation Board" Reporte vol. 1. Washington D.C. Agosto 2003.

OBJETIVOS

GENERAL:

Analizar el comportamiento aproximado de un nuevo material compuesto que pueda reemplazar los materiales usados actualmente en la industria espacial, haciendo énfasis en el estudio de láminas de materiales compuestos a base de los relativamente recién descubiertos nanotubos de carbono.

ESPECIFICOS:

- Realizar una aproximación teórica del comportamiento mecánico y térmico del material compuesto a base de nanotubos de carbono, estudiando particularmente los límites de resistencia del material.
- Estudiar el comportamiento de láminas del material compuesto postulado en condiciones de aplicación en estructuras espaciales, comparando los valores encontrados con materiales usados actualmente.
- Simular las condiciones de operación del material por medio de software computacional para determinar de forma más cercana a la realidad el comportamiento del material compuesto.

1. MARCO REFERENCIAL

A lo largo del desarrollo histórico de las estructuras y vehículos espaciales, se ha encontrado que aquellas estructuras deben cumplir ciertas condiciones como la resistencia a los esfuerzos causados por la operación, resistencia a impactos, conductividad térmica (para la disipación o retención de calor) y la elasticidad del material a diversas temperaturas, condiciones necesarias para poder ser completamente funcionales en el espacio⁶. Todo debido a las condiciones del espacio mismo, y las condiciones en las cuales una estructura es lanzada al espacio y/o recuperada una vez finalizada su función general. En un principio las estructuras diseñadas para este tipo de funciones, estaban construidas con los mismos materiales que las aeronaves regulares debido a que ya se poseía experiencia y práctica construyendo vehículos con dichas técnicas de construcción; el problema empezó a aparecer cuando los principales constructores de vehículos espaciales se dieron cuenta que las láminas y placas de las estructuras convencionales eran muy pesadas para los primeros diseños de cohetes, lo cual los hacía poco prácticos en términos de rendimiento de la propulsión, más exactamente la relación empuje/peso. Es cuando se empezaron a desarrollar nuevos materiales y nuevas estructuras para poder construir estructuras iguales o más resistentes que antes, reduciendo a la vez la mayor cantidad de peso posible, a partir de esta historia de desarrollo estructural es que se basa el estudio realizado en este proyecto, por lo que se profundizará más en las razones y condiciones por las cuales se empezaron a implementar cada configuración de materiales en las estructuras espaciales⁷.

⁶ “Los Materiales en el Espacio”, Instituto Latinoamericano de la Comunicación Educativa. {En línea}.{Noviembre de 2013}. Disponible en: (http://bibliotecadigital.ilce.edu.mx/sites/ciencia/volumen2/ciencia3/069/htm/sec_9.htm).

⁷ DESAI, Chandra., SAADATMANESH, Hamid., GIRDNER, Kirsten., “Development and Mechanical Properties of Structural Materials from Lunar Simulants”. Universidad de Arizona. 1991.

1.1 ANTECEDENTES

La industria espacial ha estado en constante evolución y desarrollo a lo largo de su relativamente corta historia, a pesar de que estructuralmente ha emanado de la industria aeronáutica y siempre ha estado fuertemente ligada a esta, el desarrollo y aplicación de materiales usados en dicha industria es considerablemente más exigente en comparación a los estándares usados en aviación. Es dado esto que el uso de estructuras y materiales en la industria se ha tratado como un sector separado de la aviación, siempre mostrando límites de resistencia mayores y más eficientes. Es por esta razón que no se puede usar la información basada en la aviación general para poder tomar como referencia para el estudio espacial. Actualmente ya se han determinado y calculado todos los datos de diversos materiales dedicados al uso espacial, dado que ya se ha tenido la experiencia pasada desde los proyectos de la carrera espacial y el desarrollo de transportes y estaciones espaciales en la era digital. A partir de estos datos encontramos en términos generales seis clasificaciones generales de materiales usables en la industria: el aluminio y sus aleaciones; magnesio y berilio; titanio; aceros de alta resistencia; súper aleaciones y materiales compuestos. Cada uno de estos materiales presenta diversas características y propiedades que pueden llegar a ser viables para el desarrollo espacial, sin embargo esta investigación se centrará en la viabilidad de usar materiales compuestos a base de nanotubos de carbono, por lo que será dicha clasificación la que más se estudiará. Para lograr un estudio propio del material propuesto, en primera estancia se nombrarán las características y usos más generales de cada una de las clasificaciones de dichos materiales de modo que se pueda establecer un paralelo comparativo de dichos materiales con los resultados obtenidos inicialmente en el análisis teórico.

1.1.1 Aluminio y Aleaciones

El aluminio ha sido el principal material para estructuras aeronáuticas y espaciales desde 1920 debido principalmente a su relativa alta resistencia, bajo costo de producción y facilidad de construcción, a pesar de que su rol

ha ido decayendo en años recientes, desplazado por materiales compuestos y súper aleaciones de mayor resistencia, sigue siendo uno de los materiales más usados en la aviación. En cuanto al campo espacial su uso se limita principalmente a dos familias de aleaciones: los aluminios 2XXX, aleados con cobre y los aluminios 7XXX aleados con zinc. La razón de uso de estas aleaciones se debe a su resistencia mecánica básicamente; el aluminio aleado con cobre presenta condiciones de alta tolerancia al daño, por lo que se usan principalmente en aplicaciones donde una superficie se encuentre bajo altas tensiones, mientras que las aleaciones con zinc presentan más resistencia mecánica por lo que usualmente se les encuentra en secciones sometidas a compresión. En términos más generales, todas las aleaciones del aluminio tienen ciertas propiedades que las hacen óptimas para el uso en la ingeniería espacial: estas son un gran radio peso-resistencia, por lo que a pesar de ser muy resistentes no presentan tanto peso como materiales más ‘sólidos’ como las aleaciones de acero. Y en adición a esto las familias de aleaciones de aluminio presentan propiedades criogénicas, comportándose de forma estable a medida que su temperatura general baja, aumentando su resistencia sin considerables pérdidas de ductilidad. Por estas razones usualmente se usa aluminio para hacer los tanques de combustible de los cohetes y los vehículos de lanzamiento como tal.

Algunas desventajas de las aleaciones de alta resistencia a base de aluminio son sus bajos módulos de elasticidad, susceptibilidad a la corrosión y un bajo límite de temperatura máxima bajo condiciones mantenidas durante largos periodos de tiempo (aprox. 120 a 150°C). A pesar de estas condiciones y limitaciones ciertas familias específicas de aleaciones son usadas en estructuras espaciales a parte de las series 2XXX y 7XXX, estas son la serie 6XXX aleada con silicio, principalmente debido a que aumenta las propiedades mecánicas del aluminio sin comprometer altamente el radio peso-resistencia; y las aleaciones 8XXX principalmente

las aleaciones aluminio-litio⁸ (cantidades muy bajas de litio, con valores entre 0.5% y 4.2%), debido a que aumentan la resistencia a la corrosión especialmente a altas temperaturas, compensando esta deficiencia de las aleaciones regulares⁹.

Tabla 1. Propiedades mecánicas de aleaciones de aluminio usadas en aviación.¹⁰

Aleación y Templado	Limite Elástico	Tensión Ultima	Elongación
	(ksi)	(ksi)	(%)
2024-O	8	24	12
2024-T3	42	64	15
2024-T81	58	67	5
2024-T42	38	62	15
2024-T62	50	64	5
2024-T72	46	60	5
2024-T3 Alclad	39	59	15
2024-T81 Alclad	56	65	5
2124-T351	40	60	7
2124-T651	57	66	5
6061-O	8	18	16
6061-T6	35	42	10
7050-T7451	64	74	10
7075-O	21	40	10
7075-T6	68	78	8

⁸ GUIMARRA, Cindie; THOMAS, Bruce y RIOJA, Roberto J., "New Aluminum Lithium Alloys for Aerospace Applications", publicado durante: "Proceedings of the Light Metals Technology Conference", 2007.

⁹ COBDEN, Ron., ALCAN., BANBURY., "Aluminium: Physical Properties, Characteristics and Alloys", TALAT Lecture #1501. European Aluminium Association. 1994.

¹⁰ CAMPBELL, F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials. Londres, Gran Bretaña. Elsevier Ltd., 2006. Capitulo 2 Tabla 2.7, p. 29

7075-T76	62	73	8
7475-T61	64	75	9
7475-T7351	55	67	10

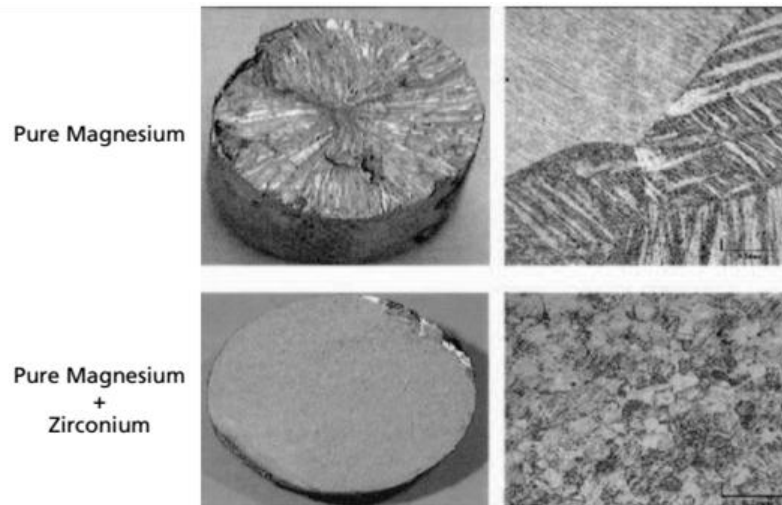
FUENTE: CAMPBELL, Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials.

1.1.2 Magnesio y Berilio

El uso del magnesio en las estructuras espaciales se ha visto limitado enteramente a aleaciones en partes y secciones específicas; esto se debe a que, a pesar de ser uno de los materiales más livianos y maleable usados en la industria, presenta una considerable cantidad de limitaciones que afectan su rendimiento en aplicaciones de alta tecnología. Por ejemplo las aleaciones de magnesio-aluminio presentan una resistencia de 20 a 40 ksi (contra 40 a 80 ksi de las aleaciones de alta resistencia) y también presentan un módulo de elasticidad más bajo (6.5 msi vs. 10-11 msi en aleaciones de alta resistencia). La ventaja que presenta el magnesio y sus aleaciones frente a otros materiales es su considerable menor peso: 0.063 lb/in³ frente a 0.100 lb/in³ promedio de las aleaciones de aluminio, esto sumado a que es un material que presenta una buena resistencia a vibraciones lo hacen un material idóneo para el uso en aplicaciones estructurales secundarias.¹¹ Por otra parte el berilio presenta también características físicas y mecánicas similares, con un peso de 0.068 lb/in³ y con la particularidad de tener un módulo de tensión bastante alto (de 44 msi). Sin embargo, a pesar de estas condiciones generalmente benéficas para su uso en aplicaciones aeronáuticas, el magnesio tiene propiedades limitantes: presenta una resistencia a la corrosión extremadamente baja, debido en parte a su forma molecular general en estado puro, lo cual hace que sea muy específico su uso en las estructuras espaciales, y se limite casi exclusivamente a aleaciones con el aluminio o en algunos casos con materiales más costosos como el zirconio.

¹¹ HILLIS, J.E., ASM Handbook Vol. 5. "Surface Engineering of Magnesium Alloys". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International. 1994.

Figura 1. Refinamiento del grano del magnesio con el uso de zirconio.¹²



FUENTE: CAMPBELL, Manufacturing Technologies for Aerospace Structural Materials.

La necesidad de realizar estos refinamientos del magnesio hace que sea un material con costo de producción elevado para aplicaciones estructurales. El berilio por otra parte tiene propiedades térmicas y eléctricas bastante altas por lo que se usa principalmente en sistemas eléctricos en la industria espacial, tales como los sistemas de navegación y control eléctrico, sus desventajas radican también en su elevado costo de fabricación, maleabilidad reducida y las propiedades toxicas del polvo de berilio, por lo que su uso debe restringirse a secciones donde no suponga riesgo¹³.

1.1.3 Titanio

A pesar de que el titanio es el cuarto material metálico estructural más abundante en el planeta y posee ciertas propiedades útiles para su uso en estructuras de alta durabilidad, como lo son alta resistencia física, baja densidad y una excelente resistencia a la corrosión; no se usa en grandes cantidades debido a su manufactura, su elevado punto de fundición lo hace muy costoso para producción en masa mediante métodos convencionales de manufactura (fundición, mecanizado, etc.). Las ventajas del titanio en la industria espacial se enfocan principalmente en términos mecánicos, con

¹² LYON, P., "Electron 21 for Aerospace and Specialty Applications". En Conferencia y Exposición AeroMet. Seattle, Washington. 7-10 Junio 2004.

¹³ STONEHOUSE, A.J., MARDER, J.M., ASM Handbook vol. 2. "Beryllium: Health and Safety Considerations". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International. 1990.

una densidad de 0.16 lb/in³, las aleaciones de titanio pesan apenas la mitad que las súper aleaciones basadas en acero y níquel, además que presentan resistencia a la fatiga y a la corrosión, mayor que las aleaciones de aluminio. La mayor característica de las aleaciones de titanio en su aplicación a las estructuras espaciales es su capacidad de mantener sus propiedades físicas óptimas para la operación en ambientes extremos, principalmente a altas temperaturas, característica que aleaciones de aluminio no presenta y que es clave para estructuras espaciales que se enfrentan a cambios bruscos de temperatura; una característica adicional a esta alta resistencia a la temperatura radica en que al calentarse aproximándose a su punto de cambio de fase el titanio puro empieza a absorber oxígeno del ambiente, aumentando su resistencia física y reduciendo su ductilidad, lo cual puede ser beneficioso para ciertas estructuras espaciales rígidas, aunque este efecto sea solo temporal. Un ejemplo del uso de este material de alta tecnología es el F-22 “Raptor” de Lockheed Martin, el cual tiene en su estructura cerca de 42% de aleaciones en base a titanio¹⁴ frente a aproximadamente 21% de aleaciones de titanio utilizadas en el F/A-18E/F “Super Hornet”¹⁵; sin embargo estos son ejemplos de unas aeronaves de última tecnología en el campo militar, en aplicaciones civiles se puede observar que aeronaves como el Boeing 777 apenas llegan a tener 8.3% de peso estructural en este tipo de aleaciones, esto demuestra que a pesar de las grandes ventajas de este tipo de material, el costo elevado de producción limita en gran medida su aplicación en grandes cantidades en la industria espacial.

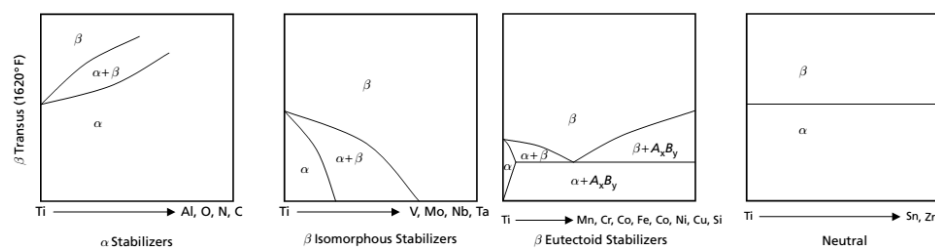
El titanio se presenta como un metal de tipo cristalino con dos presentaciones denominadas ‘alfa’ y ‘beta’ las cuales determinan cómo se comportan sus características físicas en un determinado medio. El titanio puro se mantiene en forma ‘alfa’ (estable a temperatura ambiente) hasta que llega a los 1620°F, punto en el cual cambia a la fase ‘beta’ donde sus

¹⁴ BOYNE, Walter J., F-22 Raptor: America’s Next Lethal War Machine. Libro de Aviation Week, Serie de Aviones Militares, McGraw Hill, 1999. p. 46-49

¹⁵ YOUNOSSI, Obaid; STEM, David E.; LORELL, Mark A.; LUSSIER, Frances M., “Lessons Learned from the F/A-22 and F/A-18E/F Development Programs”, RAND Corporation. 2005.

propiedades se tornan inestables, comportándose similares a las aleaciones de aluminio a altas temperaturas (perdiendo resistencia física y dureza) y se mantiene estable en esa forma hasta el punto de fusión en 3130°F. Esta característica hace que el titanio sea muy viable para su uso en secciones expuestas a alta temperatura mientras se mantenga en fase alfa, y la posibilidad de usarlo en estructuras que se expongan a mayor temperatura pero que no dependan de su resistencia física. La implementación de aditivos en pequeñas medidas puede funcionar como estabilizadores de las aleaciones de titanio en fase beta prolongando y aumentando sus propiedades a alta temperaturas, formando una amalgama de fase alfa y beta que tiende a mantener el estado estable de la aleación (usualmente se realizan las aleaciones dependiendo de los resultados que se desean obtener)¹⁶.

Figura 2. Fases alfa y beta de titanio frente a diversos elementos aditivos.¹⁷



FUENTE: CAMPBELL, Manufacturing Technologies for Aerospace Structural Materials.

Las aleaciones de tipo alfa-beta, realizadas con Aluminio, Oxígeno, Nitrógeno o Carbono, son las más utilizadas debido a que proveen el mejor balance de las propiedades generales de la aleación; particularmente la aleación Ti-6Al-4V (89,55% Titanio más 6% aluminio, 4% Vanadio, 0,25% máximo de Hierro y 0,2% máximo oxígeno) es la más usada en la industria, específicamente en aplicaciones aeronáuticas esta aleación está presente en los alabes de turbina de algunos motores a reacción y en partes específicas de la estructura.

¹⁶ BOYER, R., COLLINGS, E.W., WELSCH, G., "Materials Properties Notebook: Titanium Alloys". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International, 1994.

¹⁷ CAMPBELL, F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials. Londres, Gran Bretaña. Elsevier Ltd., 2006. Capítulo 4, Figura 4.2, p. 122

Una característica fundamental en las aleaciones de titanio es que sus características iniciales no cambian demasiado con la aplicación de tratamientos térmicos a diferencia de otros materiales aplicados en la industria espacial; por ejemplo el Ti-6-4 solo incrementa de 130 a 170 ksi mediante procesos de envejecido y tratado termino, cuando un acero 4340 puede incrementar su resistencia a la tracción de 110 a 280 ksi. Esto implica que una aleación en base titanio debe forjarse desde un principio buscando un valor determinado de resistencia a la tracción puesto que esta no podrá incrementarse considerablemente por medio de tratamientos térmicos a diferencia de las aleaciones en base de acero y aluminio.

1.1.4 Aceros de alta resistencia

Originalmente las estructuras metálicas aeronáuticas en los primeros años estaban hechas de acero simple, actualmente la familia de los aceros ha aumentado considerablemente, incluyendo los aceros de alta resistencia diseñados como su nombre lo indica a proveer un límite de fluencia alto y una resistencia física mayor, sin embargo, su principal desventaja es que el peso del material se incrementa drásticamente, debido a que tiene una densidad de 0.29 lb/in^3 promedio entre las aleaciones frente a aleaciones de aluminio (0.1 lb/in^3) y aleaciones de titanio (0.16 lb/in^3), dada esta condición las aleaciones de acero presentan una susceptibilidad a la fractura, usualmente a fracturas por corrosión, mayor que los materiales vistos anteriormente. Las ventajas de los aceros de alta resistencia es su alto límite de fluencia usualmente de 200 ksi como mínimo y en algunos casos con tratamientos térmicos pueden alcanzar hasta los 300 ksi, también este tipo de aceros tiene un módulo de Young de 28-29 msi lo cual permite que recupere su forma sin grandes deformaciones después de sufrir grandes esfuerzos, dada esta característica, los aceros de alta resistencia normalmente se utilizan en partes del tren de aterrizaje en la industria aeronáutica. En términos de temperatura el acero presenta un punto de fusión aproximadamente de 2500°F y en aplicaciones aeronáuticas (específicamente en el tren de aterrizaje) usualmente operan en el rango de

temperaturas de -70° a 210°F manteniendo en general sus propiedades sin cambios drásticos por lo que se les puede considerar como materiales estables en operaciones extremas¹⁸.

En términos similares a las aleaciones en base al aluminio, las aleaciones en base acero pueden clasificarse según el principal material que se agrega a la aleación, para lo cual las características cambian. Los aceros al níquel tienen un límite de fluencia, límite de elasticidad y resistencia al choque mayores y disminuye la elongación por la exposición a temperatura elevada; los aceros al cromo, como la serie 50XX, tienen mayor dureza y mayor penetración del templado (así que pueden ser templados al aceite); los aceros al cromo-níquel, como la serie 43XX, se generan para obtener los beneficios de ambos tipos de aleaciones y por ello son más usados que las aleaciones al cromo únicamente; los aceros al cromo-molibdeno, serie 41XX, son más fáciles de trabajar por lo que son ampliamente usados en construcción al igual que los aceros al cromo-níquel-molibdeno; los aceros anticorrosivos, como las series 61XX, 92XX y ES-1, son el tipo de aleación más reciente, usualmente aleados en menor cantidad con materiales como carbono, silicio, azufre, vanadio y cobre, entre otros elementos, se llaman anticorrosivos porque en contacto continuo con el ambiente generan una capa de óxido en su superficie evitando que la corrosión penetre más en el material¹⁹. Una de las grandes ventajas de los aceros de alta resistencia es que al igual que los aceros simples pueden crearse piezas con una complejidad alta sin arriesgar las propiedades mecánicas del material, por esta razón y sus características resistentes y elásticas, los aceros son usualmente utilizados en la industria espacial para secciones de alto impacto como por ejemplo los trenes de aterrizaje y secciones estructurales cercanas.

¹⁸ "High Strength Steels" ArcelorMittal – Automotive Worldwide, Agosto 2009.

¹⁹ PHILIP, T.V., McCRAFFEY, T.J., ASM Handbook vol. 1. "Ultrahigh Strength Steels". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International. 1990.

1.1.5 Superalaleaciones

Las superaleaciones o aleaciones de alto rendimiento son materiales que se han diseñado desde hace relativo poco tiempo para complementar las aleaciones convencionales creadas hasta el momento; usualmente son altamente resistentes al calor creadas a partir de níquel, hierro-níquel y cobalto, todos materiales de alto performance usualmente operables a 1000°F en tiempos prolongados. La particularidad térmica de esta gama de materiales radica en su capacidad de mantener altas temperaturas con un amplio margen de tolerancia de temperatura de operación manteniendo sus propiedades generales (en algunos casos hasta el 85% sobre el límite de su punto de fluencia). En términos generales las superaleaciones están diseñadas para mantener alta resistencia física, buena resistencia a la fatiga y a la corrosión y una estabilidad metalúrgica mayor a cualquier otro material metálico²⁰.

En aplicaciones aeronáuticas las superaleaciones no suelen utilizarse en estructuras internas de la aeronave como tal, pero si están presentes en gran cantidad en el diseño de los motores a reacción debido a su excelente manejo de temperaturas altas, siendo las más utilizadas las superaleaciones basas en níquel seguidas de las superaleaciones basadas en cobalto. Las superaleaciones a diferencia de las aleaciones convencionales están compuestas por varios elementos en concentraciones variables diseñadas para obtener la aleación metalúrgica más estable y resistente posible.

²⁰ JACOBSON, Loren A., "Superalloys". en articulo METE 327 "Physical Metallurgy". 16 de Mayo 2008.

Tabla 2. Composición nominal de superaleaciones forjadas, determinadas en porcentajes de cada elemento de la aleación.²¹

Aleación	Composición										
	Cr	Ni	Co	Mo	W	Nb	Ti	Al	Fe	C	Otros
Base Níquel											
Endurecido en solución sólida											
Hastelloy X	22.0	49.0	<1.5	9.0	0.6	-	-	2.0	15.8	0.15	-
Inconel 625	21.5	61.0	-	9.0	-	3.6	-	0.2	2.5	0.05	-
Nimonic 75	19.5	75.0	-	-	-	-	0.4	0.15	2.5	0.12	<0.25 Cu
Endurecido por precipitación											
Astroloy	15.0	56.5	15.0	5.25	-	-	3.5	4.4	<0.3	0.06	0.03 B, 0.06 Zr
Inconel 100	10.0	60.0	15.0	3.0	-	-	4.7	5.5	<0.6	0.15	1.0 V, 0.06 Zr, 0.0015 B
Inconel 706	16.0	41.5	-	-	-	-	1.75	0.2	37.5	<0.08	2.9 (Nb + Ta), <0.15 Cu
Nimonic 95	19.5	53.5	18.0	-	-	-	2.9	2.0	<5.0	<0.15	+B + Zr
René 95	14.0	61.0	8.0	3.5	3.5	3.5	2.5	3.5	<0.3	0.16	0.01 B, 0.5 Zr
Waspaloy	19.5	57.0	13.5	4.3	-	-	3.0	1.4	<2.0	0.07	0.006 B, 0.09 Zr
Base Hierro-Níquel											
Endurecido en solución sólida											

²¹ CAMPBELL, F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials. Londres, Gran Bretaña. Elsevier Ltd., 2006. Capítulo 6, Figura 6.2, p. 220

19-9 DL	19.0	9.0	-	1.25	1.25	0.4	0.3	-	66.8	0.30	1.10 Mn, 0.60 Si
Haynes 556	22.0	21.0	20.0	3.0	2.5	0.1	0.1	0.3	29.0	0.10	0.50 Ta, 0.02 La, 0.002 Zr
Incoloy 802	21.0	32.5	-	-	-	-	-	0.58	44.8	0.36	-
Endurecido por precipitación											
A-286	15.0	26.0	-	1.25	-	-	2.0	0.2	55.2	0.04	0.005 B, 0.3 V
Inconel 718	19.0	52.5	-	3.0	-	5.1	0.91	0.5	18.5	<0.08	<0.15 Cu
Incoloy 903	<0.1	38.0	15.0	0.1	-	3.0	1.4	0.7	41.0	0.04	-
Base Cobalto											
Endurecido en solución sólida											
Haynes 25 - (L605)		20.0	10.0	50.0	-	15.0	-	-	-	3.0	0.10 1.5 Mn
Haynes 188		22.0	22.0	37.0	-	14.5	-	-	-	<3.0	0.10 0.90 La
MP35-N		20.0	35.0	35.0	10.0	-	-	-	-	-	-

FUENTES: CAMPBELL, Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials.

Comercialmente en la industria la superaleación más importante es la Inconel 718, compuesta principalmente por cromo, níquel y trazas de hierro con porcentajes considerables de niobio y molibdeno; por ejemplo el motor General Electric CF6 contiene aproximadamente 34% de esta aleación específica²². El método de manufactura también influye en la proporción de los elementos usados en estas superaleaciones, debido a que el objetivo de la aleación es formar un material con determinadas características específicas y diversos métodos proveen características diferentes.

²² SCHAFRIK, R., SPRAGUE, R., "Gas Turbine Materials" En: "Advanced Material & Processes", Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International. Junio 2004.

Tabla 3. Composición nominal de superaleaciones moldeadas, determinadas en porcentajes de cada elemento de la aleación.²³

Aleación	Composición												
	C	Ni	Cr	Co	Mo	Fe	Al	B	Ti	Ta	W	Zr	Otros
Base Níquel													
CMSX-2	-	66.2	8	4.6	0.6	-	56	-	1	6	8	6	-
Inconel 713C	0.12	74	12.5	-	4.2	-	6	0.012	0.8	1.75	-	0.1	0.9 Nb
Inconel 738	0.17	61.5	16	8.5	1.75	-	3.4	0.01	3.4	-	2.6	0.1	2 Nb
MAR-M 247	0.15	59	8.25	10	0.7	0.5	5.5	0.015	1	3	10	0.05	1.5 Hf
PWA 1480	-	Bal	10	5.0	-	-	5.0	-	1.5	12	4.0	-	-
René 41	0.09	55	19	11.0	10.0	-	1.5	0.01	3.1	-	-	-	-
René 80	0.17	60	14	9.5	4	-	3	0.015	5	-	4	0.03	-
René 80Hf	0.08	60	14	9.5	4	-	3	0.015	4.8	-	4	0.02	0.75 Hf
René N4	0.06	62	9.8	7.5	1.5	-	4.2	0.004	3.5	4.8	6	-	0.5 Nb, 0.15 Hf
Udimet 700	0.1	53.5	15	18.5	5.25	-	4.25	0.03	3.5	-	-	-	-
Waspaloy	0.07	57.5	19.5	13.5	4.2	1	1.2	0.005	3	-	-	0.09	-
Base Hierro-Níquel													
Inconel 718	0.04	53	19	-	3	18	0.5	-	0.9	-	-	-	0.1 Cu, 5 Nb
Base Cobalto													
AirResist 215	0.35	0.5	19	63	-	0.5	4.3	-	-	7.5	4.5	0.1	0.1 Y
FSX-414	0.25	10	29	52.5	-	1	-	0.010	-	-	7.5	-	-

²³ CAMPBELL, F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials. Londres, Gran Bretaña. Elsevier Ltd., 2006. Capítulo 6, Figura 6.3, p. 223

Haynes 25	0.1	10	20	54	-	1	-	-	-	-	15	-	-
MAR-M 918	0.05	20	20	52	-	-	-	-	0.2	7.5	-	0.5	-
X-40	0.50	10	22	57.5	-	1.5	-	-	-	-	7- 5	-	0.5 Mn, 0.5 Si

FUENTE: CAMPBELL, Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials.

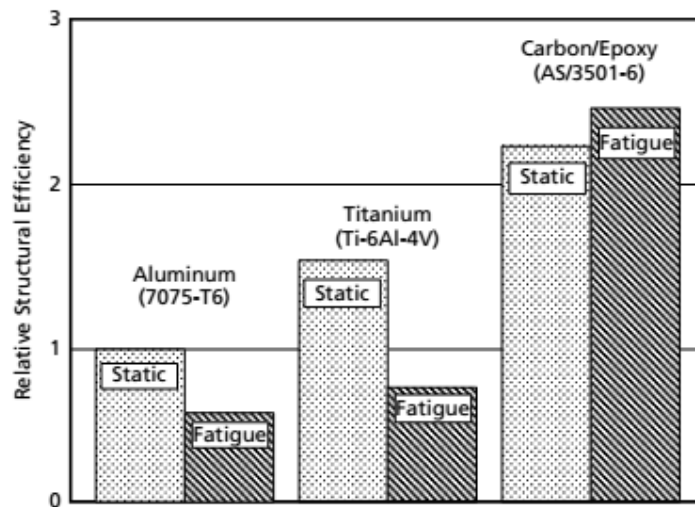
El principal inconveniente con las superaleaciones es su alto costo de producción ya sea por métodos de forjado o moldeado, sin embargo una ventaja de este tipo de materiales radica en la relación costo/vida útil en cuyo caso la superaleaciones tienden a ser mucho más eficientes que otros materiales, dado su extenso periodo de vida útil en especial en partes expuestas a temperaturas altas.

1.1.6 Materiales Compuestos

Los materiales compuestos son denominados los materiales de la era espacial, principalmente porque son la respuesta para casi cualquier solución de ingeniería de materiales actualmente; se crean a medida para determinada función por lo que pueden tener las características que se requieran en términos de resistencia a la fatiga, corrosión, tracción, etc. Cada material compuesto debe contenerse en una categoría en base a su compuesto/elemento base el cual define su comportamiento general y sus características finales, se dividen en tres categorías generales: los compuestos de matriz polimérica basados principalmente en materiales de tipo polímero, como las fibras de carbono que utilizan una resina tipo epóxica para realizar sus uniones, los compuestos de matriz cerámica, basados en materiales de tipo cerámico como el concreto, y los materiales compuestos de matriz metálica los cuales se basan en materiales metálicos junto a otro elemento usualmente cerámico u orgánico, como por ejemplo el carburo de silicio que se forma con silicio puro y carbono. En ingeniería aeronáutica se utilizan ampliamente todas las categorías de materiales compuestos, principalmente debido a una diferencia clave con sus equivalentes de composición y manufactura convencional, con los

materiales compuestos se puede conseguir los mismos valores de resistencia que con los materiales convencionales con una reducción considerable de peso. Usualmente esta relación se conoce como relación de “eficiencia estructural”, y se determina considerando los niveles de resistencia a la fatiga y de esfuerzos estáticos con respecto al peso general del material.

Figura 3. Eficiencia relativa estructural de materiales de aviación.²⁴

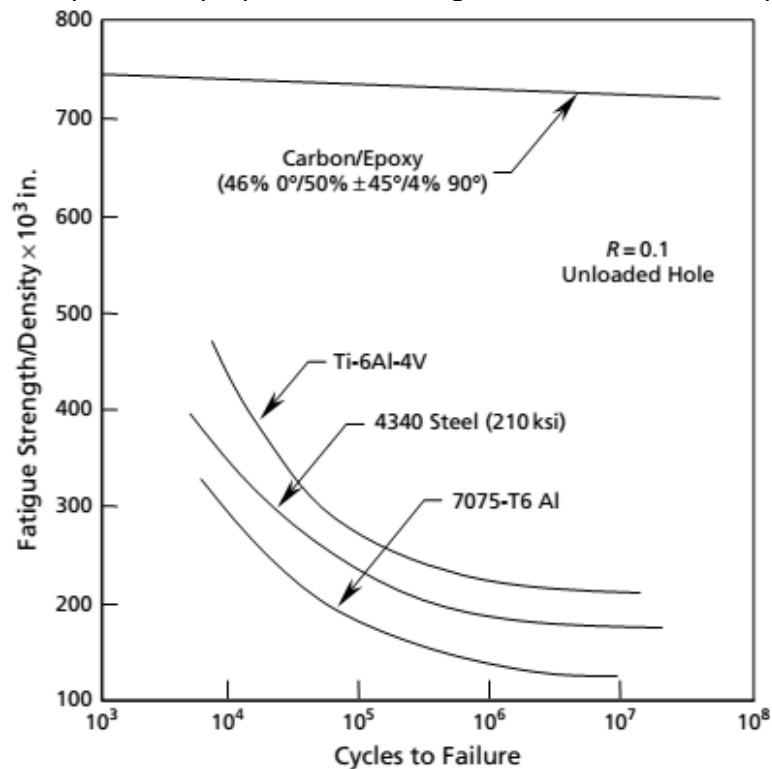


FUENTE: CAMPBELL, Manufacturing Technologies for Aerospace Structural Materials.

Usando el ejemplo del uso de una fibra de carbono con matriz epóxica AS/3501-6 comparada con materiales convencionales en aleación (Aluminio 7075-T6 y Titanio Ti-6Al-4V) demuestra que el material compuesto presenta una eficiencia estructural considerablemente mayor que sus contrapartes, indicando que se puede usar como una solución para reducir pesos de una aeronave y por lo tanto aumentar la carga paga que esta pueda llevar sin arriesgar la integridad estructural de la misma. También la vida útil de los materiales compuestos es considerablemente mayor a la de los materiales convencionales debido a su alta resistencia a la fatiga y al desgaste por estrés mecánico.

²⁴ CAMPBELL, F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials. Londres, Gran Bretaña. Elsevier Ltd., 2006. Capítulo 7, Figura 7.1, p. 274

Figura 4. Comparación, propiedades de fatiga de materiales aeroespaciales.²⁵



FUENTE: CAMPBELL, Manufacturing Processes of Advanced Compistes.

En términos de eficiencia mecánica, los materiales compuestos en general sobrepasan con creces a los materiales convencionales usados en la industria, sin embargo, su gran impedimento es el costo y la complejidad de su manufactura, lo cual los ha retrasado frente a los otros tipos de materiales. A pesar de esta desventaja, los procesos de manufactura están empezando a hacerse más simples, y por tanto más económicos en comparación a los primeros años de implementación de materiales compuestos²⁶.

1.1.7 Nanotubos de Carbono

En la actualidad se ha hablado mucho de los nanotubos de carbono como un elemento revolucionario capaz de reformar la forma en que se diseñan y crean materiales de alta tecnología, esto se debe a sus propiedades

²⁵ CAMPBELL, F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials. Londres, Gran Bretaña. Elsevier Ltd., 2006. Capítulo 7, Figura 7.2, p. 275

²⁶ CAMPBELL, F.C., Introduction to Composite Materials. Material Park, Novelty, Ohio. ASM International, 2010.

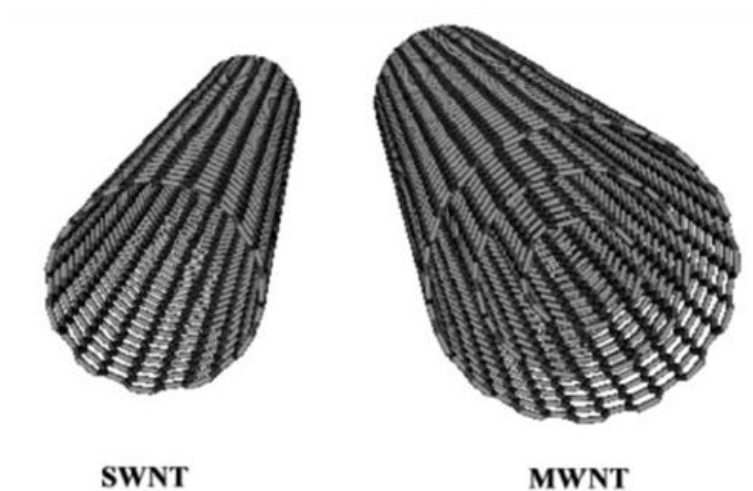
especiales considerablemente mayores a los materiales más resistentes que se producen actualmente. Principalmente se pueden dividir en dos tipos: los nanotubos de pared sencilla/simple y los nanotubos de pared múltiple, generalmente los nanotubos de carbono de pared simple son más fáciles de producir, por lo que su precio de venta ha bajado considerablemente; mientras que los nanotubos de pared múltiple tienden a ser más costosos y difíciles de producir pero presentan mejores propiedades. En términos de conductividad eléctrica, los nanotubos con diámetro bastante reducido tienden a comportarse como semi-conductores o como conductores metálicos lo cual favorece su uso como materiales usados en componentes eléctricos; las propiedades mecánicas de los nanotubos de carbono son su característica más importante, con un límite de tensión de hasta 63Gpa (en nanotubos de pared múltiple) y un módulo de Young de hasta 1,8TPa.²⁷

Estas propiedades se aplican principalmente en sentido axial de los nanotubos, lo que los hace potencialmente válidos para su aplicación a materiales que requieran poseer una propiedad anisotrópica, en sentido radial los nanotubos se comportan como un material flexible por lo que debe evitar los esfuerzos en esta forma; esto puede causar complicaciones con el uso de los nanotubos de carbono en materiales compuestos uniformes, en los que se prefieren propiedades isotrópicas, sin embargo se puede entrar a determinar un análisis considerando un material completo con propiedades anisotrópicas, como la fibra de carbono, o se puede fabricar un material posicionando los nanotubos de forma cruzada (por medio de un particulado aleatorio) para obtener un material más cercano a propiedades isotrópicas; este proceso de particulado en términos de materiales compuestos de base metálica, garantiza que las propiedades del material sean más uniformes

²⁷ DRAENEN, M., de FOUW, R.D., HAMERS, B., JANSSEN P.G.A., SCHOUTEDEN, K., VELD, M.A.J., "The Wondrous World of Carbon Nanotubes: A Review of Current Carbon Nanotube Technologies". Eindhoven University of Technology, Eindhoven, Países Bajos. 27 de Febrero de 2003.

frente a otros tipos de aleación compuesta, como por ejemplo el refuerzo por fibras²⁸.

Figura 5. Comparación entre nanotubos de carbono de pared simple (SWNT) y de pared múltiple (MWNT).



FUENTE: Itech Dickinson (fuente en línea)²⁹

Esta gran versatilidad teórica de los nanotubos de carbono hace que las futuras aplicaciones de este elemento sean vastas (textiles, armadura personal, elevadores espaciales, magnetos, celdas solares, transistores eléctricos, filtros de polución, entre otros)³⁰, también dada la compatibilidad del carbono como elemento con casi cualquier otro material, estos nanotubos pueden aplicarse a virtualmente cualquier campo que se requiera, el único límite en la actualidad se tiene es el precio de los nanotubos de la más alta calidad, el cual actualmente excede los USD1500 la libra³¹.

²⁸ DESAI, Chandra., SAADATMANESH, Hamid., GIRDNER, Kirsten., "Development and Mechanical Properties of Structural Materials from Lunar Simulants" Universidad de Arizona, Tucson, AZ, Estados Unidos, 1991.

²⁹ Universidad de Estrasburgo. Centro Nacional para la Investigación Científica de Francia. {En línea}. Disponible en: http://itech.dickinson.edu/chemistry/wp-content/uploads/2008/04/swnt_mwnt.jpg

³⁰ BOYSEN, Earl. Hawk's Perch Technical Writing. "Carbon Nanotube Applications and Uses", {En línea}. {Noviembre de 2013} disponible en: (www.UnderstandingNano.com/nanotubes-carbon.html).

³¹ Precio de libra de nanotubos de carbono de pared múltiple 99%wt <20nm "Sku-030111". {En línea}. {Noviembre de 2013} Disponible en: ([http://www.cheaptubesinc.com/carbon-nanotubes-prices.htm#Multi Walled Nanotubes Prices](http://www.cheaptubesinc.com/carbon-nanotubes-prices.htm#Multi%20Walled%20Nanotubes%20Prices)).

Figura 6. Presentación física de los nanotubos de carbono sin observación bajo microscopio.³²



FUENTE: What-Is-Nanotechnology (fuente en línea).

1.2 SELECCIÓN DEL MATERIAL COMPUESTO

Como se ha visto los materiales compuestos se dividen en tres categorías generales en términos de su material/elemento base, la decisión de cual tipo de matriz usar para este estudio radica en el uso al que se le va a dar al material final. En este caso particular el estudio se enfoca en determinar un material compuesto para las estructuras externas de un vehículo de uso espacial, por lo que se debe encontrar un material con alta resistencia (a fatiga, desgaste, corrosión), rigidez, baja densidad para ahorrar pesos, alta resistencia térmica y que sean lo suficientemente homogéneos de modo que mantengan una operación optima durante el mayor tiempo de vida útil posible. El uso de PMCs usualmente no se aplica a estructuras de vehículos espaciales debido a las propiedades mismas de este tipo de compuestos³³; a pesar de que los PMC son materiales extremadamente ligeros y en años recientes su costo se ha visto reducido considerablemente debido a su implementación cada vez más común en aplicaciones comerciales, y de presentar una resistencia mayor a

³² DF Nano(R). "What's Carbon Nanotubes (CNTs)?" {En línea} 2012. {Octubre 2013}. Disponible en: (<http://what-is-nanotechnology.com/CNTs-SWNTs-DWNTs-MWNTs.htm>).

³³ Princeton University. "Polymer Matrix Composites". {En Línea}. {Noviembre de 2013} (<http://www.princeton.edu/~ota/disk2/1988/8801/880106.PDF>).

muchos materiales de carácter metálico, no cumplen con los límites de resistencia necesarios para una operación de alto rendimiento; entre tanto los CMC son materiales más resistentes, más aptos para operar en temperaturas extremas, sin embargo su única desventaja mecánica es su usualmente alta fragilidad, lo cual los vuelve un material con vida útil relativamente corta (a pesar de que esto depende de su función y exposición a condiciones externas)³⁴, uno de los ejemplos más verídicos del uso de CMCs en la industria espacial son algunas de las placas que conforman el blindaje térmico del transbordador espacial, una de las capas denominada RCC (Reinforced Carbon-Carbon)³⁵ CMC diseñado para resistir altas temperaturas durante tiempos prolongados, pero que requerían constante mantenimiento y reemplazo debido a que es un material bastante frágil. Entonces el material más viable para ser definido como el material compuesto del futuro espacial debe basarse en un tipo de matriz metálica (MMC), a pesar de que su desarrollo no ha sido tan avanzado como los otros dos tipos de material compuesto en términos estructurales, muestra gran potencial para reforzar o incluso reemplazar los materiales metálicos convencionales sin sufrir de efectos como la fragilidad de los CMC y manteniendo las propiedades generales de un metal de aleación de alta resistencia.

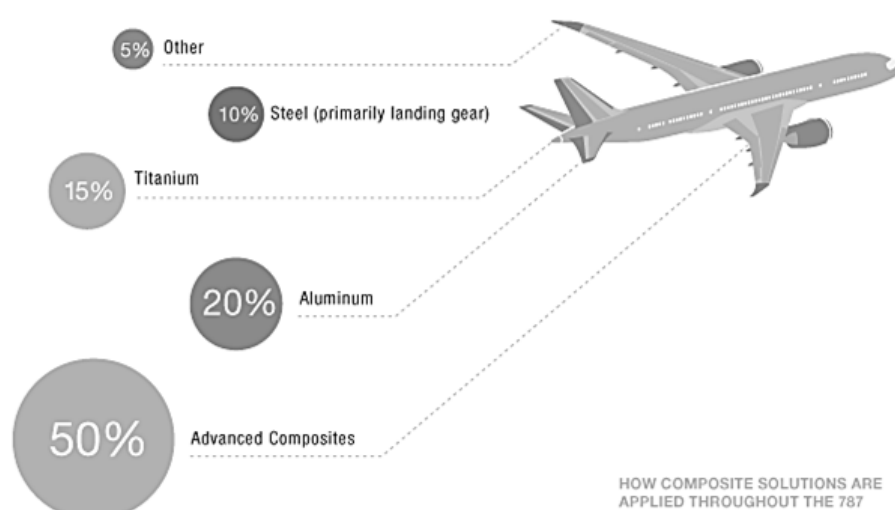
En la actualidad dependiendo de la función específica del vehículo, la composición de los materiales usados en la estructura del mismo varía considerablemente, principalmente debido a que el costo de una aeronave depende de su rendimiento en términos de la utilidad de la misma. Si se estudian los materiales de la estructura de una aeronave militar en comparación con los materiales usados en una aeronave de tipo comercial, incluso si son aeronaves de última tecnología, aquellos usados en la aeronave militar por ser un vehículo de mayor performance, van tener un valor de

³⁴ SHAIK, Khadar Vali., "Impact testing of advanced ceramic composites using experimental and F E analysis". Jawaharlal Nehru Technological University. Hyderabad, India. 7 de septiembre 2010.

³⁵ CHRISTIANSEN, Eric., HYDE, James., LEAR, Dana., PRIOR, Thomas., LYONS, Frankel., "Revision of Space Shuttle Wing Leading Edge Reinforced Carbon-Carbon Failure Criteria Based on Hypervelocity Impact and Arc-Jet Testing", en el Reporte: "Astromaterials Research and Exploration Science". National Aeronautics and Space Administration, Lyndon B. Johnson Space Center. Houston, Texas, Estados Unidos.

eficiencia estructural mucho mayor a los materiales de una aeronave de uso comercial; claro que esto tiene un impacto considerable en el costo de fabricación de la aeronave en general lo cual hace poco rentable para la producción en masa. Ahora bien el desarrollo de un material para la industria espacial se aproxima más al desarrollo de un material de categoría militar debido a las altas exigencias que este tipo de industria exige, sin desestimar las características de carga y cabina de pasajeros, similares a los vehículos de la industria aeronáutica comercial.

Figura 6. Distribución de materiales usados en el Boeing 787.³⁶



FUENTE: BOEING CO., Revista AERO qrt4, 2006.

Uno de los ejemplos de uso de materiales compuestos de forma extensa en aeronaves de categoría comercial es el más reciente avión de pasajeros de Boeing: el 787, el cual en vez de mantener un porcentaje de compuestos bajo, como sus predecesores, presenta una proporción aproximada del 50% de su peso estructural en materiales compuestos avanzados. Esta amplia aplicación de compuestos se debe a una búsqueda de la empresa de reducir los costos de operación de sus aeronaves aumentando su accesibilidad a las empresas operadoras de servicios aéreos; a pesar de hacer una aeronave relativamente costosa (de 211.8 a 288.7 millones de dólares en sus tres presentaciones³⁷) el

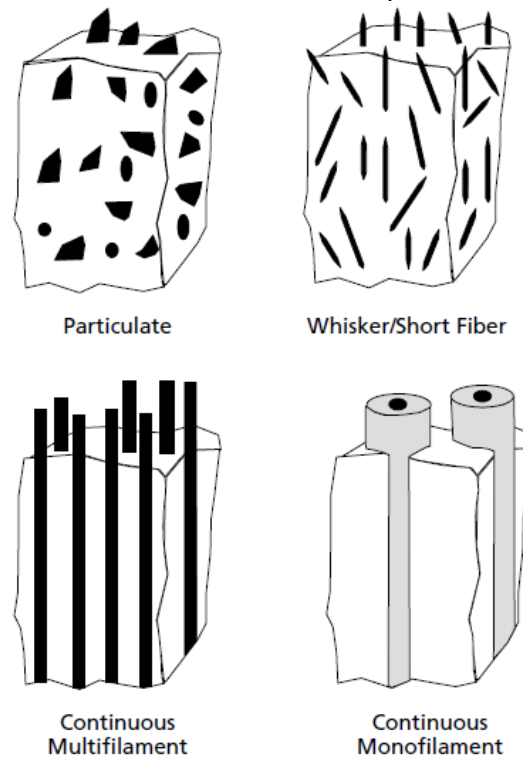
³⁶ HALE, Justin., Boeing Company. Revista Aero QTR_4.06 "Boeing 787, From the Ground Up". Seattle, WA, Estados Unidos, 2008.

³⁷ THE BOEING COMPANY. "Boeing Commercial Airplanes Prices" {En línea}. Disponible en: (<http://www.boeing.com/boeing/commercial/prices/>).

objetivo de la empresa era reducir el peso de la estructura -por tanto el de la aeronave- para poder maximizar la relación empuje/peso y hacer más rentable la operación a largo plazo de la misma. Basado en esta información se puede inferir que el objetivo económico de este proyecto es a largo plazo el mismo, a pesar de los altos precios de producción de materiales MMC, si se reduce el peso general de la aeronave manteniendo o incluso aumentando el despeso físico de la misma se puede obtener una ganancia efectiva operacional a largo plazo.

Habiendo definido el uso de un material compuesto de matriz metálica para realizar este estudio se debe considerar la forma que adoptará esta matriz metálica dentro de las posibilidades de fabricación de los MMC, este tipo de refuerzo de materiales metálicos tiene principalmente cuatro formas de producirse sobre un material: el refuerzo de partículas, un efecto en el cual se agregan partículas del material de refuerzo al material base en su composición interna; el agregado de fibras cortas, que aunque similar al anterior con la diferencia de que agrega fibras en vez de partículas procurando mantener un orden de las mismas dentro de la estructura del nuevo material; el multifilamento continuo que básicamente agrega largos filamentos dentro del material base; y el monofilamento continuo en el que se aplican filamentos en poca cantidad pero considerablemente más robustos para reforzar el material base.

Figura 7. Tipos de Refuerzo de materiales compuestos de matriz metálica.³⁸



FUENTE: CAMPBELL, Manufacturing Technologies for Aerospace Structural Materials.

En este caso particular el único refuerzo posible para el material que se estudiará es el tipo de partículas, debido a que precisamente el material de refuerzo (los nanotubos de carbono) se producen actualmente en forma de partículas o granos muy finos. Estos parámetros pueden dar pie al inicio del estudio específico sobre el material y su aplicación a las estructuras espaciales.

2. DEFINICION DE LOS PARAMETROS DE ESTUDIO

El estudio teórico inicial de este material se enfocará en tres etapas principales: la definición de las características de un nuevo material compuesto de matriz metálica basado en el refuerzo con nanotubos de carbono, el estudio mecánico inicial de la aplicación de dicho material a una aplicación estructural espacial, y el análisis del comportamiento térmico de dicho material en condiciones ideales

³⁸ CAMPBELL, F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials. Londres, Gran Bretaña. Elsevier Ltd., 2006. Capítulo 9, Figura 9.1, p. 420

de operación. La selección del material metálico base para la creación de un MMC se realiza usualmente por medio de un estudio de compatibilidad de materiales, sin embargo debido a que este es un estudio preliminar de investigación, dicha selección de material se realizará considerando los materiales básicos que tienen compatibilidad con el carbono; en este ámbito tanto los aceros (que ya tienen cierta cantidad de carbono) como las aleaciones de titanio y aluminio pueden aceptar al carbono como material de refuerzo, dadas las propiedades de las aleaciones de aluminio, su amplio uso en la industria espacial y su relativo bajo costo de producción, esta familia de aleaciones son óptimas para su uso en este MMC. En términos de aleaciones de aluminio usadas en compuestos de matriz metálica suelen aparecer aleaciones de la serie 6XXX (particularmente el Al 6061) debido a que es una serie que es bastante maleable, de fácil producción por extrusión y puede ser termo-tratada a temperatura de la extrusión; en adición a esto su composición de Al-Mg-Si es compatible con aditivos de carbono a pesar de que usualmente son de tipo filamento continuo.

Para efectos de la investigación entonces se considerarán como relevantes las propiedades mecánicas y térmicas del Aluminio 6061-T6 (la aleación más comúnmente usada en la industria y compatible con la aleación de materiales de refuerzo particulado y de filamentos cortos, con resultados prometedores³⁹) y las propiedades ideales de misma índole de los nanotubos de carbono:

Tabla 4. Propiedades mecánicas y térmicas del Aluminio 6061-T6.⁴⁰

Propiedad Física	SI	Ingles
Densidad	2.7 g/cm ³	0.0975 lb/in ³
Resistencia a la tracción (máx.)	310 MPa	45 ksi
Limite Elástico	276 MPa	40 ksi
Módulo de Elasticidad	68.9 GPa	10 ksi

³⁹ KUMAR, G.B. Veeresh; RAO, C.S.P.; SELVARAJ, N. y BHAGYASHEKAR, M.S., "Studies on Al6061-SiC and Al7075-Al₂O₃ Metal Matrix Composites". En: "Journal of Minerals & Materials Characterization & Engineering" Vol. 9, No.1. 2010. p.43-55.

⁴⁰ ASM Incorporation, "Aluminum 6061-T6; 6061-T651" {En línea} 2001 {Consultado Noviembre de 2013} Disponible en: (<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA6061t6>).

Resistencia a la Fatiga	96.5 MPa	14 ksi
Conductividad Térmica	167 W/m·K	1160 BTU·in/hr·ft ² ·°F
Punto de Fluencia	582°C	1080°F
Punto de Ebullición	652°C	1205°F

FUENTE: ASM Int. Datasheet.

Tabla 5. Propiedades mecánicas y térmicas de los nanotubos de carbono.⁴¹

Propiedad Física	SI	Ingles
Densidad	1.34 g/cm ³	0.05lb/in ³
Resistencia a la tracción (máx.)	11~63 GPa	1595.41ksi
Resistencia a la flexión	14.2 ± 8 GPa	2059.54 ± 1160.3ksi
Módulo de Elasticidad	1.8 TPa	261067.86 ksi
Módulo de Elasticidad (real obtenido)	0.8 TPa	116030.16 ksi
Conductividad Térmica	3000 W/m·K	20800.41BTU·in/hr·ft ² ·°F
Punto de Estabilidad Térmica (vacío)	2800°C	5072°F
Punto de Estabilidad Térmica (aire)	750°C	1382°F

FUENTE: POPOV, Valentin., "Carbon Nanotubes: Properties and Application"

Las propiedades determinadas de la aleación de aluminio 6061-T6 están bien definidas por experimentación constante y análisis realizados al material desde su creación, sin embargo los datos plasmados de las propiedades de los nanotubos de carbono se han determinado por métodos de aproximación tanto teórica como prácticamente en diversas condiciones, la densidad por ejemplo ha sido determinada basándose en estudios sobre los granos de nanotubos de carbono por lo que presentan un valor de densidad menor al carbono en estado puro; también, a pesar de que el aluminio tiende a sufrir de corrosión galvánica en contacto con el carbono, se ha observado que debido al tamaño tan reducido de los nanotubos de carbono, no se tiende a presentar dicho tipo de corrosión en la micro-estructura de los materiales compuestos de base aluminio, esto, sumado al hecho de la alta resistencia a la corrosión del Aluminio 6061, hacen que el refuerzo compuesto de los nanotubos de carbono tengan un efecto benéfico sobre los materiales base, dependiendo de la

⁴¹ POPOV, Valentin N., "Carbon Nanotubes: Properties and Application". En: "Materials Science and Engineering" R 43. Elsevier Ltd. 2004.

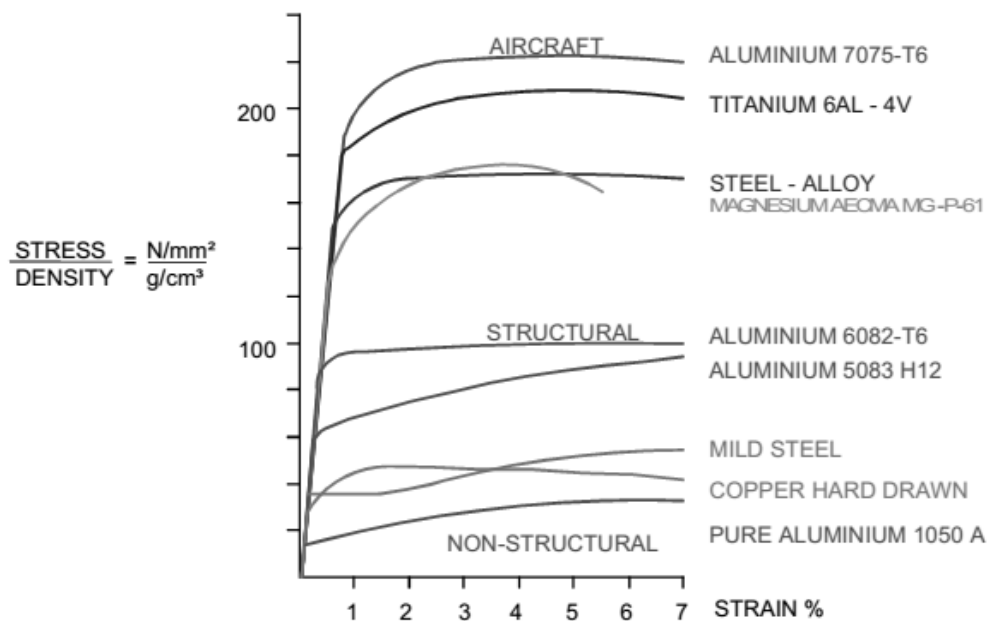
proporción de estos en la estructura interna del material⁴². Las demás propiedades principalmente las resistencias y el módulo de elasticidad se han determinado por experimentación, debido a su tamaño no se ha podido determinar un valor específico de estas propiedades con certeza absoluta, sin embargo para efectos de cálculos específicos se puede considerar un valor determinado dentro del rango dado dependiendo si se esperan valores optimistas o pesimistas del análisis. A pesar de poder esperar el mejor caso matemático, en este caso particular se optará por usar los valores pesimistas debido a que de esta forma se puede encontrar el comportamiento del material en las condiciones más adversas posibles, asegurando su óptimo desempeño en cualquier condición de operación.

3. DETERMINACION DE LAS PROPIEDADES DEL MATERIAL COMPUESTO

En la sección anterior se definió que el material compuesto a utilizar es de base metálica debido a las propiedades requeridas de un material compuesto para uso en estructuras espaciales; a pesar de que existen diversos materiales metálicos utilizables en la industria, para este análisis preliminar se considerará solo el aluminio como material base, debido a su relativa fácil producción, alta maleabilidad, altas resistencias físicas (razón por la cual son altamente utilizados en la industria aeronáutica y espacial).

⁴² KUMAR, G.B. Veeresh; RAO, C.S.P.; SELVARAJ, N. y BHAGYASHEKAR, M.S., Op. Cit. 44p, Figura 2. 48p.

Figura 9. Relación resistencia/densidad del aluminio en comparación a varios metales y aleaciones.⁴³



FUENTE: TALAT Lecture 1501

La primera opción es usar el aluminio 6061 T-6, esta selección se realiza por su alta resistencia física (de 310 MPa aproximadamente), y porque su uso en el campo de la aviación ha demostrado una gran utilidad⁴⁴ debido a otras propiedades del material, como por ejemplo su inherente facilidad para la soldadura -debido a su relativa alta conductividad eléctrica con respecto a otras aleaciones del aluminio- y la alta resistencia del material a la corrosión. Sin embargo una segunda opción que se considerará para el análisis de este material compuesto es el aluminio 7075 T-6, el cual es usado ampliamente en la industria aeronáutica y espacial⁴⁵, debido a su considerablemente alta resistencia a la tracción (572 MPa aproximadamente)⁴⁶; esta segunda opción de material base se considera debido a que el aluminio 7075 T-6 ha sido usado en mayor medida que el aluminio 6061 T-6 en vehículos de alto rendimiento,

⁴³ "COBDEN, Ron., ALCAN., BANBURY., "Aluminium: Physical Properties, Characteristics and Alloys", TALAT Lecture #1501, European Aluminium Association. 1994. Grafica 1501.05.02

⁴⁴ ASM Incorporation, "Aluminum 6061-T6; 6061-T651" {En línea} 2001 {Consultado Noviembre de 2013} Disponible en: (<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA6061t6>)

⁴⁵ "Alloy 7075 Plate and Sheet; All around consistent performance" por ALCOA Mill Products, Artículo: SPD-10-037

⁴⁶ ASM Incorporation, "Aluminum 7075-T6; 7075-T651" {En línea} 2001 {Consultado Noviembre de 2013} Disponible en: (<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA7075T6>)

principalmente en vehículos militares en el campo aeronáutico, y en ciertos vehículos de desarrollo espacial⁴⁷.

Al no tener un método de producción de material compuesto disponible se pueden determinar las propiedades de dicho material por medio de una proyección básica tomando en base los materiales compuestos ya existentes o aquellos que se encuentran en desarrollo. Para ello se recurre a diversas fuentes para poder obtener la mejor serie de valores aproximados a una condición real del material buscado; el número de fuentes depende de diversos factores principalmente la homogeneidad de los valores, si dichos sufren de una variación considerable se considera como necesario obtener diversas muestras para corroborar la fiabilidad de los datos; de lo contrario es suficiente con una cantidad menor de fuentes para realizar la aproximación necesaria. Pese a esta complicación al ser un análisis preliminar y no estar enfocado en la producción del material sino en su comportamiento aproximado en una aplicación específica se pueden considerar un número reducido de valores de estos materiales compuestos para realizar los análisis iniciales.

Los parámetros iniciales para determinar las propiedades aproximadas del material a estudiar deben ser lo más claros posibles debido a que la uniformidad de dichos parámetros en la fabricación de un material compuesto asegura que las propiedades de este sean lo más uniformemente posibles a lo largo del material final. Dado esto es necesario definir específicamente que proporción y que características poseen los materiales que se incluyen en este material compuesto; los aluminios se trabajarán desde un principio en su estado de tratado térmico previo, debido a que ya presentan propiedades físicas aumentadas y se puede trabajar con ellos como base para fabricar MMCs sin complicaciones de producción mayores, como dicho anteriormente se utilizarán en el estudio las aleaciones Al6061 T-6 y Al7075 T-6, estas aleaciones se escogieron por su practicidad y alta probabilidad de uso para las estructuras en la industria aeronáutica y espacial (véanse tablas 4 y 8).

⁴⁷ Key to Metals AG. "Aircraft and Aerospace Applications: Part Two", {En Línea}. Disponible en: (<http://www.keytometals.com/article96.htm>).

Tabla 8. Propiedades Mecánicas y Térmicas del Aluminio 7075-T6.⁴⁸

Propiedad Física	SI	Ingles
Densidad	2.81g/cm ³	0.102 lb/in ³
Resistencia a la Tracción (máx.)	572 MPa	83 ksi
Limite Elástico	503 MPa	73 ksi
Módulo de Elasticidad	71.7 GPa	10400 ksi
Resistencia a la Fatiga	159 MPa	23 ksi
Conductividad Térmica	130 W/m-K	900 BTU-in/hr-ft ² .°F
Punto de Fluencia	477°C	890°F
Punto de Ebullición	635°C	1175°F

FUENTE: ASM Int. Datasheet.

Las propiedades mecánicas y físicas de los nanotubos de carbono se mantienen en un rango aproximado al establecido con anterioridad en la tabla 5, sin embargo su comportamiento en la aplicación se ve diferenciado principalmente por su presentación estructural individual. Los nanotubos de carbono de pared simple (single wall carbon nanotubes, SWCNT) a pesar de que presentan todas las propiedades generales de los nanotubos de carbono incluyendo una alta resistencia a la tracción y alto módulo de elasticidad, se utilizan principalmente en aplicaciones que explotan sus capacidades electrónicas y de conductividad térmica debido a que la relativa simplicidad de su estructura hace que se comporte como semi-conductor o como conductor metálico dependiendo de la aplicación lo cual provee la reacción óptima para la conductividad de energía y su relativa alta complejidad de constitución, la cual requiere usualmente un proceso de dispersión electrónica también⁴⁹; mientras

⁴⁸ ASM Incorporation, "Aluminum 7075-T6; 7075-T651" {En línea} 2001 {Consultado Noviembre de 2013} Disponible en: (<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA7075T6>)

⁴⁹ RAO, Priya Baskar, "Quantative analyses of dispersion, doping, and electronic separation of single wall HiPco carbon nanotubes". Instituto de Tecnología de Dublin. Dublín, Irlanda. Junio 2009.

que los nanotubos de carbono de pared múltiple (multi-wall carbon nanotubes, MWCNT) son más comúnmente utilizados en aplicaciones que requieren el aprovechamiento de las propiedades mecánicas debido a que su estructura se comporta en todo momento como si fuese tipo metálico, sumado a la baja probabilidad de rotura de estos durante el proceso de manufactura de los mismos o de su inclusión en un material compuesto principalmente por la resistencia mecánica más estable que provee la estructura concéntrica de los nanotubos en esta presentación⁵⁰. Debido a estas características, se tiene preferencia por el uso de MWCNTs en el proceso de fabricación de MMCs para aplicaciones estructurales, por lo tanto esta presentación de los nanotubos es la que se considerará para los análisis planteados en este documento⁵¹. Otro aspecto importante como parámetro de análisis es la pureza de los nanotubos, la cual depende de su manufactura, a pesar de que los diversos procesos de producción se puede asumir que los nanotubos de carbono se mantienen a un nivel de pureza del 95% aproximadamente⁵², basándose en los datos del fabricante y en los estudios que se han realizado sobre los MMCs con inclusión de dichos nanotubos.

Ya que la condiciones de los materiales que conforman el material compuesto hipotético a analizar se debe considerar el método de formación de este compuesto debido a que su proceso influye en las propiedades finales de dicho material. A pesar de que los nanotubos de carbono se pueden adicionar a otros materiales por diversos métodos, los métodos que han probado ser más efectivos y prácticos para su fabricación usando aluminio como material base han sido los procesos de fricción-agitación (Friction Stir Process, FSP⁵³) o por aleación mecánica. El proceso de formación por FSP se basa principalmente

⁵⁰ KURITA, Hiroki; KWON, Hansang; ESTILI, Mehdi y KAWASAKI, Akira., "Multi-Walled Carbon Nanotube-Aluminum Matrix Composites Prepared y Combination of Hetero-Agglomeration Method, Spark Plasma Sintering and Hot Extrusion", publicado en "Materials Transactions" Vol. 52 No.10, p.1960 a 1965, The Japan Institute of Metals, 2011.

⁵¹ POPOV, Valentin N., "Carbon Nanotubes: Properties and Application". En: "Materials Science and Engineering" R 43. Elsevier Ltd. 2004.

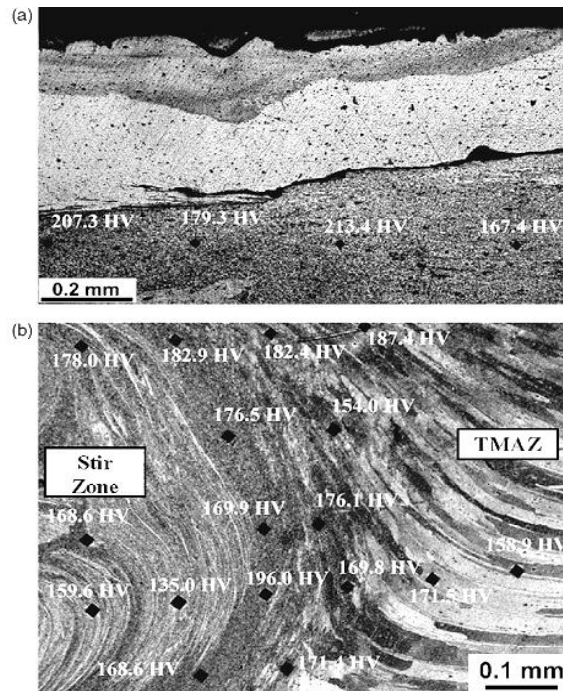
⁵² US Research Nanomaterials Inc. {En línea}. Disponible en: (<http://www.nanoamor-europe.com/nanomaterials/carbon-nanotubes-nanofibers.html>).

⁵³ LIM, D.K.; SHIBAYANAGI, T. y GERLICH, A.P., "Synthesis of multi-walled CNT reinforced aluminum alloy composite via friction stir processing". En: "Materials Science and Engineering A". Elsevier Ltd. 30 de Noviembre de 2008.

en la aleación de los nanotubos de carbono al material base por medio de la vibración producida por un agitador introducido en una probeta del material base fundido, dependiendo de la frecuencia y del tamaño de las partículas que se utilizan en el proceso se puede alcanzar un nivel relativamente alto de dispersión de las partículas en el material base. Este proceso aplicado en el caso de estudio concreto produce efectos iniciales (analizando a nivel micro estructural) adversos a los esperados de la fabricación de un material compuesto usando nanotubos de carbono; en estudios realizados se determinó que usando como material base las aleaciones de aluminio 6111-T4 y 7075-T6 mediante el proceso de FSP variando en un rango de agitación desde 1500 rpm hasta 3000 rpm y usando 1% del peso total del material en nanotubos de carbono(1%wt), se produce un material final con la dureza prácticamente inalterada al material inicial o incluso con una reducción considerable de dicha dureza. El Al6111-T4 al mezclarse con los nanotubos de carbono se mantuvo en un nivel de dureza micro estructural (medida en dureza Vickers, HV) similar de 95HV; mientras que el compuesto Al7075-T6+CNTs presentó una pérdida de dureza considerable bajando de 175HV hasta un valor de 140HV. Reduciendo la frecuencia de mezcla hasta un máximo 1500 rpm se pueden mejorar los resultados de la aleación de los nanotubos con el Al7075, sin embargo los resultados son muy variados como para considerarse aceptable para producción masiva (véase figura 10.)⁵⁴. Estos resultados demuestran que la fabricación de un material compuesto a base de aluminio por FSP puede ser contraproducente para el objetivo, debido principalmente a la probable pobre dispersión equitativa de los nanotubos de carbono –dada su dimensión y las propiedades del aluminio como material base- y a que el proceso puede generar un efecto contraproducente en la mezcla apropiada de los nanotubos en el material.

⁵⁴ LIM, D.K.; SHIBAYANAGI, T. y GERLICH, A.P., Op. Cit.

Figura 10. Micrografía óptica indicando valores de dureza (dureza Vickers, HV) en a) Región I y b) Región II, usando 1500 rpm a 0.24 mm de profundidad.⁵⁵



FUENTE: Artículo, Materials Science and Engineering A 507 (2009)

La segunda opción de mezclado es por aleación mecánica este proceso ha demostrado ser mucho más efectivo para unir el aluminio base con los nanotubos de carbono, teniendo como única desventaja el prolongado tiempo de fabricación y la precisión requerida durante este proceso. Al utilizar un Al6061 con una cantidad de CNT de 1%wt (de SWCNT) se producen diversos valores a partir de la duración del proceso de aleación mecánica; con un tiempo de media hora se obtuvo un 2% de incremento en la dureza del material base, con dos horas de proceso se obtiene un 28% de incremento y con tres horas se obtiene un 24.4% de incremento. Este valor de endurecimiento menor a tres horas de procesamiento mecánico se debe a una dispersión limitada de los nanotubos de carbono en el material base o bien a rotura de cierto número de los mismos. A pesar de que aún se produce un incremento de la dureza considerable a partir del material inicial es preferible no realizar una aleación mecánica de este tiempo debido a que no solo existe una alta probabilidad de fallo del particulado de nanotubos de carbono debido a la limitada proporción

⁵⁵ LIM, D.K.; SHIBAYANAGI, T. y GERLICH, A.P., Op. Cit. p. 198

de volumen en el material (usualmente el particulado se presenta en 40 a 50 % del volumen del material final⁵⁶), sino que también se presenta una reducción de ductilidad⁵⁷. En un estudio similar se determina que la mejor forma de aprovechar los nanotubos de carbono en aleación con el aluminio como material base es incrementar el porcentaje de peso total de los nanotubos de 1% a 2%wt, en este estudio se encontró un incremento hasta del 90% en la resistencia a la tracción usando un Al6061-T6 + MWCNT 2%wt durante un tiempo de aleación mecánica aproximado de 2.5 horas⁵⁸.

Otras fuentes experimentales tienen resultados similares, indicando que la formación de MMCs con particulado en CNTs forjados mediante proceso mecánico son por gran margen más viables que por FSP. Aleación por medio de pulvimetalurgia utilizando Aluminio 6061 en polvo más CNTs de 95% de pureza aproximada (purificados usando ácido nítrico) con mezclado por proceso mecánico de dispersión usando un molino de bolas (ball milling) produjo un material compuesto con incremento del 69% en la ductilidad con una proporción de 3%wt de los nanotubos de carbono⁵⁹. Un proceso más complejo que utiliza los materiales en la misma presentación (usando CNTs a 1%wt), realizando la aleación por sinterización por descarga de plasma y luego mediante un proceso de extrusión a temperatura alta (mayor a 500°C) produce el material final con un incremento de aproximadamente 40%⁶⁰. Sin embargo el mejor resultado se encontró utilizando aluminio puro (99%) y MWCNTs con 95% de pureza al 1%wt aleados mecánicamente durante 4 horas seguidos de un proceso de compactación a 220 MPa y extruido en caliente a 450°C, en este caso se encontró un incremento en las propiedades del 500% con respecto al

⁵⁶ CAMPBELL, F.C., Structural Composite Materials. Capitulo 1: "Introduction to Composite Materials". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International, 2010

⁵⁷ WU, Yufeng; KIM, Gap-Yong y RUSSELL, Alan M., "Effects of mechanical alloying on an Al6061-CNT composite fabricated by semi-solid powder processing". En: "Materials Science and Engineering A". Elsevier Ltd. 18 de Enero de 2012. p. 168

⁵⁸ MANJUNATHA, L.H.; DINESH, P., "Fabrication and Properties of Dispersed Carbon Nanotube-Al6061 Composites". En: "International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology" Vol. 2. Bangalore, India. Febrero 2013. p. 501

⁵⁹ *Ibíd.*

⁶⁰ KURITA, Hiroki; KWON, Hansang; ESTILI, Mehdi y KAWASAKI, Akira., "Multi-Walled Carbon Nanotube-Aluminum Matrix Composites Prepared by Combination of Hetero-Agglomeration Method, Spark Plasma Sintering and Hot Extrusion". En "Materials Transactions" Vol. 52 No.10. The Japan Institute of Metals. 2011. 1960 - 1965p

aluminio puro sin procesar⁶¹. Sin embargo entre estos métodos, la aleación mecánica por molino es en forma general considerablemente más efectiva que los demás procesos debido a que asegura un particulado más uniforme y un incremento de las propiedades físicas del material final a nivel micro-estructural, dependiendo de un parámetro ajustable, el tiempo de la aleación mecánica⁶².

Ahora bien, habiendo establecido los parámetros obtenidos de investigaciones externas, se puede intentar obtener las propiedades aproximadas del material hipotético a estudiar. Para ello se debe realizar un promedio por medio de una medida de tendencia, la media geométrica, que nos permitirá encontrar un valor aproximado del promedio porcentual de los resultados antes nombrados⁶³.

$$MG = (X_1, \dots, X_n) \equiv \left(\prod_{i=1}^n X_i \right)^{1/n} \quad (1)$$

De forma simplificada se puede aplicar la ecuación de la siguiente forma⁶⁴:

$$MG = \sqrt[n]{(X_1)(X_2) \dots (X_n)} \quad (2)$$

Dicha ecuación se puede aplicar independientemente del número de valores a incluir, debido a que los resultados de la media geométrica no se ven afectados por valores al extremo del rango analizado. Usando esta ecuación en los datos porcentuales que se han encontrado anteriormente de incremento de propiedades del material compuesto final se puede intentar encontrar un valor de aproximación comparando diversas fuentes experimentales que hayan encontrado resultados positivos en los materiales finales.

⁶¹ MORTAZAVI, Majid; MAJZOABI, G.H.; GOLIKAND, A. Noozad; REIHANI, A.; MORTAZAVI, S.Z.; GORJI, M.S., "Fabrication and mechanical properties of MWCNTs-reinforced aluminum composites by hot extrusion". En: "Rare Materials" Vol. 31 No. 4. Agosto 2012.

⁶² WU, Yufeng; KIM, Gap-Yong y RUSSELL, Alan M., "Effects of mechanical alloying on an Al6061-CNT composite fabricated by semi-solid powder processing". En: "Materials Science and Engineering A". Elsevier Ltd. 18 de Enero de 2012.

⁶³ Ecuación 1., Wolfram MathWorld {En línea}. Disponible en: (<http://mathworld.wolfram.com/GeometricMean.html>).

⁶⁴ Ecuación 2., Universidad Nacional de Colombia – Sede Virtual {En línea}. Disponible en: (http://www.virtual.unal.edu.co/cursos/ciencias/2001065/html/un1/cont_125_25.html).

Tabla 9. Comparación de aumento en propiedades de compuestos de base aluminio obtenidos de forma experimental.

Caso	Proceso	Material Base	CNTs	Tiempo de proceso	Incremento (Propiedades)
1 ⁶⁵	Aleación Mecánica	Al6061	SWCNTs 1%wt	2 horas	28%
2 ⁶⁶	Aleación Mecánica (ball mill)	Al6061	MWCNTs 2%wt	--	90%
3 ⁶⁷	Aleación Mecánica (ball mill)	Al6061	MWCNTs 3%wt	--	69%
4 ⁶⁸	Sinterización por descarga de plasma	Al1000 (serie)	MWCNTs 1%wt	20 min.	40%
5 ⁶⁹	Aleación Mecánica (ball mill) + extrusión en caliente	Al1000 (serie)	MWCNTs 1%wt	4 horas	500%

FUENTE: Diversas, recopilación por el autor.

Aplicando la media geométrica a los cinco datos porcentuales de incremento encontrados experimentalmente se encuentra que el valor medio es de:

⁶⁵ WU, Yufeng; KIM, Gap-Yong y RUSSELL, Alan M., "Effects of mechanical alloying on an Al6061-CNT composite fabricated by semi-solid powder processing". En: "Materials Science and Engineering A". Elsevier Ltd. 18 de Enero de 2012.

⁶⁶ MANJUNATHA, L.H.; DINESH, P., "Fabrication and Properties of Dispersed Carbon Nanotube-Al6061 Composites". En: "International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology" Vol. 2. Bangalore, India. Febrero 2013.

⁶⁷ Ibíd.

⁶⁸ KURITA, Hiroki; KWON, Hansang; ESTILI, Mehdi y KAWASAKI, Akira., Op. Cit.

⁶⁹ MORTAZAVI, Majid; MAJZOBI, G.H.; GOLIKAND, A. Noozad; REIHANI, A.; MORTAZAVI, S.Z.; GORJI, M.S., Op. Cit.

$$MG = \sqrt[5]{(28)(90)(69)(40)(500)} = 80.95$$

Debido a que el dato que presenta un incremento de 500% de los valores de propiedades en el material compuesto final está muy alejado del núcleo principal de datos; a pesar de que la media geométrica no se ve afectada en mayor medida por un valor por fuera del rango general, es preferible realizar un cálculo excluyendo dicho dato para obtener un promedio más realista con el cual poder trabajar:

$$MG = \sqrt[4]{(28)(90)(69)(40)} = 51.35$$

Un valor de incremento en las propiedades del 51.35% es más aproximado a la media de los datos generales por lo que se puede utilizar para generar un análisis más realista al caso planteado. Basándose en este incremento teórico, y asumiendo que el incremento de las propiedades es uniforme en todas las características que comparten el material base y los nanotubos de carbono (considerando que no se está analizando el proceso de manufactura del material ni se está comprobando la veracidad de sus propiedades definitivas luego del proceso de manufactura, sino que se requiere un valor aproximado para un material hipotético para su estudio en una aplicación específica) se puede determinar un numero específico de los valores del material compuesto hipotético; para efectos prácticos de estudio se realizaría esta misma aproximación para los dos posibles materiales base, el aluminio 6061 T-6 y el aluminio 7075 T-6.

Tabla 10. Propiedades Mecánicas y Térmicas del Aluminio 6061-T6⁷⁰, incluyendo proyección del material compuesto planteado.

Propiedad Física	Al6061-T6	Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt
Densidad	2.7 g/cm ³	2.71 g/cm ³
Resistencia a la Tracción (máx.)	310 MPa	469.18 MPa

⁷⁰ ASM Incorporation, "Aluminum 6061-T6; 6061-T651" {En línea} 2001 {Consultado
Noviembre de 2013} Disponible en:
(<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA6061t6>).

Limite Elástico	276 MPa	417.72 MPa
Módulo de Elasticidad	68.9 GPa	104.28 GPa
Resistencia a la Fatiga	96.5 MPa	144.54 MPa
Conductividad Térmica	167 W/m·K	252.75 W/m·K
Punto de Fluencia	582°C	880.86°C
Punto de Ebullición	652°C	986.80°C
Resistencia máx. a fuerza cortante	207 MPa	313.2945 MPa

FUENTE: ASM Int. Datasheet., Proyección realizada por el autor

Tabla 11. Propiedades Mecánicas y Térmicas del Aluminio 7075-T6⁷¹, incluyendo proyección del material compuesto planteado.

Propiedad Física	Al7075-T6	Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt
Densidad	2.81 g/cm ³	2.82 g/cm ³
Resistencia a la Tracción (máx.)	572 MPa	865.72 MPa
Limite Elástico	503 MPa	761.29 MPa
Módulo de Elasticidad	71.7 GPa	108.52 GPa
Resistencia a la Fatiga	159 MPa	240.64 MPa
Conductividad Térmica	130 W/m·K	196.75 W/m·K
Punto de Fluencia	477°C	721.93°C
Punto de Ebullición	635°C	961.07°C
Resistencia máx. a fuerza cortante	331 MPa	500.9685 MPa

FUENTE: ASM Int. Datasheet., Proyección realizada por el autor

⁷¹ ASM Incorporation, "Aluminum 7075-T6; 7075-T651" {En línea} 2001 {Consultado
 Noviembre de 2013} Disponible en:
<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA7075T6>).

Con estos parámetros de las propiedades definidos se puede determinar un análisis específico del material en los dos casos a analizar, una lámina individual del material en aplicación y un modelo completo de un vehículo espacial hipotético analizado bajo el mismo caso de estudio.

4. MODELO TEORICO

El análisis inicialmente teórico será tratado de forma ideal, de forma que se pueda determinar el comportamiento del material compuesto planteado en el capítulo anterior como reemplazo del material principal estructural en diversas secciones, como por ejemplo la superficie externa de una estructura espacial, la estructura de los tanques de combustible, y los mamparos internos de dicho tipo de estructuras. En primer lugar se realizará un análisis del material como placa plana bajo condiciones ideales de operación para determinar su comportamiento como material de sustitución de los materiales utilizados actualmente; seguido de un análisis similar pero bajo los parámetros de condiciones máximas de operación (despegue, reingreso atmosférico, impactos) y finalmente una comparación general de los resultados obtenidos con los datos de los materiales en uso actualmente.

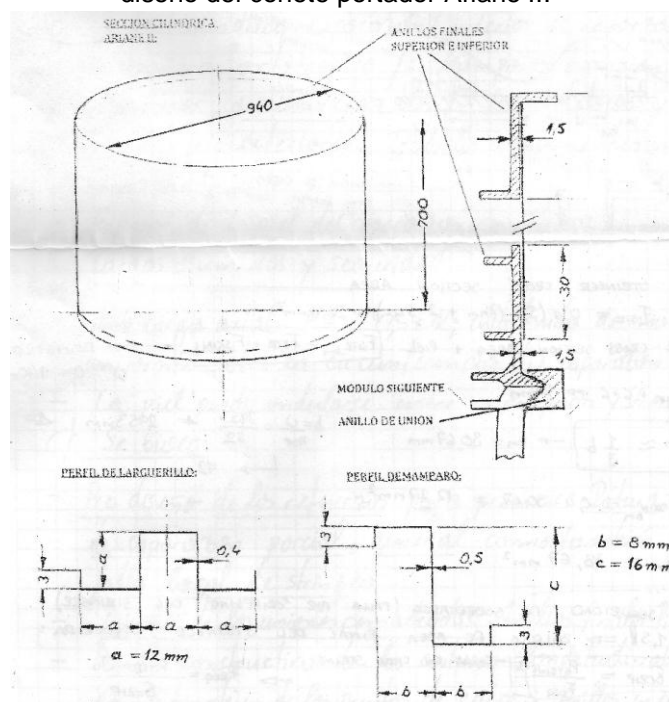
4.1 Caso ideal teórico: Ariane II

El caso de análisis escogido para realizar el análisis ideal es el de las láminas utilizadas como revestimiento cilíndrico reforzado de forma ortotrópica con construcción de tipo anillos reforzados en los extremos, debido a que presenta una forma sencilla de analizar una carga axial distribuida uniformemente sobre la circunferencia transversal de una sección del cohete portador (esto sumado a la simplicidad de la variación del análisis entre operación ideal y el caso de operación máxima). A pesar de que este análisis se basa en el caso real del Ariane II, los valores de material serán cambiados completamente a los

parámetros del MMC planteado anteriormente; siendo este el caso, los parámetros dimensionales y de construcción se mantienen invariables a lo largo de todo el análisis.

Una sección cilíndrica del cohete Ariane II para el caso de análisis que se realizará tiene 700mm de longitud y 940mm de diámetro exterior; el perfil de los largueros usados es el tipo (a) indicado en la figura 11, mientras que el perfil usado en los mamparos del cohete son del tipo (b) indicado en la figura 11.

Figura 11. Configuración geométrica de la sección del caso de estudio teórico, basado en el diseño del cohete portador Ariane II.⁷²



FUENTE: REIMERDES, H. Guenter. Traducción: GRAVENHORST, Andreas. "Guía Cátedra"

Asumiendo una carga de $P = 147.5$ kN aplicada axialmente al cohete, que se distribuye uniformemente sobre la sección transversal del mismo se procede a determinar los parámetros fijos de la sección a analizar, empezando por el valor del área de corte del cohete en el punto específico de presencia de un larguero.

⁷² REIMERDES, H. Guenter. Prof. Dr. "Guía de Cátedra", Departamento de Estructuras Aeroespaciales, Escuela Técnica Superior de Aachen. Alemania. Traducción: GRAVENHORST, Andreas. Universidad de Ciencias Aplicadas de Bremen. Alemania.

El área transversal del perfil del larguerillo se calcula por la sumatoria de las secciones rectangulares que conforman el perfil multiplicadas por el espesor de las paredes del mismo (por efectos prácticos se considera que las áreas sobrepuestas no son relevantes, debido a su reducido espesor), de modo que el área se determina así:

$$F_{STR} = 0.4 [(5 \cdot 12mm) + (2 \cdot 3mm)]$$

$$F_{STR} = 26,4mm^2$$

El área transversal del perfil del larguerillo más el área de la sección de revestimiento se determina considerando solo un segmento (bm) de la circunferencia exterior que cubre toda la distancia proyectada por el perfil del larguerillo sobre dicho revestimiento equivalente a la porción externa que distribuye carga hacia el larguerillo (en condición ideal se considera esta sección como un tercio de la distancia entre el centro de cada larguerillo interno)⁷³

$$F_{STRbm} = F_{STR} + F_{SKINbm} \quad (3)$$

Dado el diámetro de 940 mm, es decir una circunferencia externa (circunferencia U) equivalente a 2953 mm, y teniendo 32 larguerillos internos se determina la distancia (b) entre cada centro de los larguerillos y el equivalente de piel utilizable para el análisis.

$$b = \frac{U}{n_{STR}} \quad (4)$$

$$b = \frac{2953mm}{32}$$

$$b = 92mm$$

Dado que:

$$bm \cong \frac{1}{3} b \quad (5)$$

⁷³ Ecuaciones 3, 4, y 5. REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

$$bm \cong \frac{1}{3} 92mm$$

$$bm = 30.67mm$$

Por tanto: $F_{SKINbm} = 0.4 \cdot 30.67mm$

$$F_{SKINbm} = 12.27mm^2$$

$$F_{STRbm} = 26.4mm^2 + 12.27mm^2$$

$$F_{STRbm} = 38.67mm^2$$

Sin embargo este valor es el que se presenta por el material y la construcción, para determinar el espesor requerido para mantener la estabilidad estructural del cohete suponiendo que fuese una estructura tripulada se determina calculando según la posible falla por sobrecarga (considerando un factor de seguridad $J_u = 1.5$) y la teoría de fallo por resistencia del material se determina el área requerida en términos del material en sí mismo.⁷⁴

$$\sigma_{crip} = \frac{P_{STR} \cdot J_u}{F_{Req}} \quad (6)$$

Despejando el área requerida: $F_{Req} = \frac{P_{STR} \cdot J_u}{\sigma_{crip}} ; \quad P_{STR} = P/n_{STR} \quad (7)$

$$F_{Req} = \frac{(P/n_{STR}) \cdot J_u}{\sigma_{crip}}$$

Considerando que el límite de resistencia a fuerza cortante (σ_{crip}) se determina con un factor de corrección respecto al valor de resistencia máxima a fuerza cortante medido sobre el material que ha sufrido una elongación de 0.2%

$$\sigma_{crip} = 0.92 \dots 0.94 \cdot \sigma_{0.2\%} \quad (8)$$

Dados que los parámetros del material compuesto tienen valores tan altos a comparación con los parámetros del aluminio 'regular' utilizado en la industria (Aluminio 2024-T3), y que el parámetro de resistencia máxima a fuerza cortante

⁷⁴ Ecuaciones 6, 7 y 8. REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

a 0.2% de elongación depende de mediciones experimentales, se considerará que el valor de resistencia máxima a cortante es invariable luego de 0.2% de elongación. Ahora tomando un factor de corrección de 0.94 por ser un caso ideal se puede determinar el área requerida por el material para cumplir con el factor de seguridad establecido anteriormente.

Para el MMC Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt

$$\sigma_{crip} = 0.94 \cdot 313.2945 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{crip} = 294.4968 \text{ N/mm}^2$$

Por lo tanto:

$$F_{Req} = \frac{\left(\frac{147.5 \text{ N/mm}^2}{32} \right) \cdot 1.5}{294.4968 \text{ N/mm}^2} \cdot 1000$$

$$F_{Req} = 23.4775 \text{ mm}^2$$

Debe compararse este valor con el encontrado por el área transversal encontrado como resultado de la construcción, buscando si este valor requerido es menor que el valor dimensional encontrado.⁷⁵

$$F_{Req} < F_{STRbm} ? \quad (9)$$

$$23.4775 \text{ mm}^2 < 38.67 \text{ mm}^2$$

$$\text{Factor Seguridad} = \frac{38.67 \text{ mm}^2}{23.4775 \text{ mm}^2} = 1.6471$$

Observando este resultado se puede afirmar que se cumple el parámetro de resistencia necesaria, dado que el valor de área requerida para soportar la carga axial aplicada es considerablemente menor al valor de área presente por la geometría de la sección analizada.

⁷⁵ Ecuación 9, REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

A pesar de que el cálculo inicial determina que el uso del material compuesto es apto para la resistencia de la carga, no solo basta con un análisis de resistencia cortante, es necesario determinar los efectos de la carga contra quiebre por momentos producidos; para ello es necesario determinar el momento de inercia total de los larguerillos y el momento de inercia del mamparo en el extremo de la sección cilíndrica bajo análisis. Al igual que el cálculo del área anteriormente hecho y considerando la línea de referencia como el centro del espesor del revestimiento externo, se puede determinar el momento de inercial del área transversal del perfil por la expresión⁷⁶:

$$\bar{I}_y = \sum I_{yi} + \sum (A_i \cdot \bar{Z}_i^2) \quad (10)$$

Con esta expresión, y basándose en la distribución de secciones rectangulares al igual que con el cálculo de área del perfil se puede obtener el momento de inercia. Calculando el momento de inercia de cada sección rectangular individualmente y luego aplicando la expresión anteriormente postulada.

$$\text{Inercia Rectangulo} \Rightarrow \bar{I}_{yi} = \frac{b \cdot h^3}{12}$$

Tabla 12. Calculo del momento de inercia de área del perfil de los larguerillos usados en una sección estructural de un cohete Ariane II.

Áreas	A_i	\bar{Z}_i	$A_i \cdot \bar{Z}_i$	$A_i \cdot \bar{Z}_i^2$	\bar{I}_{yi}
1 y 2	2.4	1.65	3.96	6.538	1.8
3 y 4	9.6	0.35	3.36	1.176	0.128
5 y 6	9.6	6.15	59.04	363.096	115.2
7	4.8	12.15	58.32	708.59	0.064
Σ	26.4	--	124.68	1079.4	115.992

FUENTE: Autor

Por lo que el momento de inercial del área queda expresado así:

⁷⁶ Ecuación 10, REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

$$\bar{I}_y = 115.992mm^4 + 1079.4mm^4$$

$$\bar{I}_y = 1195.39mm^4$$

Determinar el momento de inercia total de cada larguerillo sobre el centro de referencia depende tanto del momento inercial del área transversal como de la distancia al centroide de la misma.⁷⁷

$$Z_s = \frac{\sum \bar{Z}_i \cdot A_i}{\sum A}$$

$$Z_s = \frac{124.68mm^3}{26.4mm^2}$$

$$Z_s = 4.72mm$$

Así que el momento de inercia total queda determinado por:⁷⁸

$$I_{STR} = \bar{I}_y - A \cdot Z_s^2$$

$$I_{STR} = 1195.39mm^4 - (26.4mm^2 \cdot (4.71mm)^2)$$

$$I_{STR} = 607.2402mm^4$$

Una vez determinado el momento de inercia total de los larguerillos, debe considerarse el análisis de la sección de los mamparos, empezando por el cálculo del momento de inercia del perfil del mismo (figura 12).

El momento de inercia queda así:⁷⁹

$$I_x = \frac{0.5mm \cdot (16mm)^3}{12} + \frac{2 \cdot 0.5mm \cdot (3mm)^3}{12} + 2 \cdot 0.5mm \cdot 3mm \cdot (6.5mm)^2$$

$$+ \frac{2 \cdot 8mm \cdot (0.5mm)^3}{12} + 2 \cdot 0.5mm \cdot 8mm \cdot (7.75mm)^2$$

$$I_{MAMP.total} = 720.33 mm^4$$

⁷⁷ REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

⁷⁸ Ibíd.

⁷⁹ Ibíd.

El cálculo del momento de inercia de área del mamparo requerido para tener un factor de seguridad aceptable contra fallo general del revestimiento cilíndrico debe estar por lo menos 10% por encima del valor de falla parcial (n_{crip})⁸⁰

$$n_{crip} < n_{gen}; \quad [N/mm^2]$$

$$n_{crip} = \sigma_{crip} \cdot S_x \quad (11)$$

Dados S_x como el espesor distribuido o equivalente de la suma del revestimiento y el larguerillo; y la fuerza cortante σ_{crip} óptima según las gráficas de comportamiento de falla del material bajo cargas constante, sin embargo dichas graficas sobre este material se determinan de forma experimental por lo que se considerará en este caso que el material es óptimo e ideal, quiere decir que su límite de resistencia cortante es igual al máximo; para el caso del aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt es de 313.2945 MPa. Considerado esto el cálculo del valor de resistencia contra falla por quiebre depende del espesor distribuido, mas no de los valores de corrección de dicho límite de resistencia.

$$S_x = S + \frac{F_{STRbm}}{bm} \quad (12)$$

$$S_x = 0.4 + \frac{38.67mm^2}{92mm}$$

$$S_x = 0.82mm$$

Por tanto:

$$n_{crip} = \sigma_{crip} \cdot S_x$$

$$n_{crip} = 313.2945 \text{ N/mm}^2 \cdot 0.82$$

$$n_{crip} = 256.9015 \text{ N/mm}^2$$

Con este valor de resistencia a falla se puede realizar un análisis para determinar el momento de inercia requerido por el mamparo para mantener la carga distribuida de forma segura según la teoría de análisis de caparazón

⁸⁰ Ecuaciones 11 y 12., REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

(revestimiento) según Shanley y de esta forma compararlo con el momento de inercia encontrado por la construcción del mamparo.⁸¹

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = \frac{n_{crip} \cdot R^4}{1273 \cdot l_t} \quad (13)$$

Dado que se considera la longitud (l_i) como la sección donde cada mamparo tiene ‘influencia’, es decir, la sección por donde distribuye la carga aplicada; siendo la sección completa cilíndrica analizada de una longitud de 700mm y en su construcción tiene tres mamparos (es decir dos espacios “vacíos” sin mamparos), dicha longitud (l_i) es:

$$l_t = \frac{l}{2} \Rightarrow l_t = \frac{700mm}{2} = 350mm$$

Entonces la teoría de Shanley determina que:

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = \frac{256.9015 \text{ N/mm}^2 \cdot (470mm)^4}{1273 \cdot 350mm}$$

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = 28135952.61 \text{ N/mm}^6$$

$$I_{MAMP.Req} = \frac{28135952.61 \text{ N/mm}^6}{E}$$

$$I_{MAMP.Req} = \frac{28135952.61 \text{ N/mm}^6}{104280 \text{ N/mm}^2}$$

$$I_{MAMP.Req} = 269.8115mm^4$$

Comparando este valor encontrado con el momento inercial determinado por la geometría del área transversal para determinar el factor de seguridad de la construcción del mamparo se encuentra que:

$$I_{MAMP.total} > I_{MAMP.Req} ? \quad (14)$$

$$720.33mm^4 > 269.8115mm^4$$

⁸¹ Ecuaciones 13 y 14., REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

$$Factor\ Seguridad = \frac{720.33mm^4}{269.8115mm^4} = 2.6697$$

Con un factor de seguridad de construcción superior a 2 se puede determinar que el material es óptimo para optimizar la construcción de los mamparos dado que como requerimiento se puede tener un factor de seguridad mínimo de 1.5.

Otro requisito que se puede determinar para determinar la viabilidad del material es el cálculo de sensibilidad contra el “pre-arrugado” del caparazón exterior, por medio del valor de Thielmann, el cual establece que si este valor de sensibilidad se encuentra por debajo de 1, la construcción de los mamparos es correcta y se mantiene el factor de seguridad constante.

El valor de Thielmann se determina así⁸²:

$$\gamma = \frac{\bar{J}_x \cdot F_{MAMP}}{I_{MAMP} \cdot S_x} \quad (15)$$

El área del mamparo que se considera en este valor es aquella que se calcula a partir de la geometría de sección transversal del perfil del mamparo.

$$F_{MAMP} = 16mm \cdot 0.5mm + 2 \cdot 0.5mm \cdot 8mm + 2 \cdot 0.5mm \cdot 3mm$$

$$F_{MAMP} = 19mm^2$$

Mientras que el momento de inercia (J_x) se determina mediante la inclusión del momento inercial de los larguerillos y el número de estos sobre la circunferencia externa al nivel de cada mamparo.

$$\bar{J}_x = \frac{n_{STR} \cdot I_{STR}}{U} \quad (16)$$

$$\bar{J}_x = \frac{32 \cdot 607.2402mm^4}{\pi \cdot 940mm}$$

$$\bar{J}_x = 6.5801mm^3$$

Por tanto:

⁸² Ecuaciones 15 y 16, REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

$$\gamma = \frac{6.5801mm^3 \cdot 19mm^2}{720.33mm^4 \cdot 0.82mm}$$

$$\gamma = 0.2116$$

Al obtener un valor de Thielmann considerablemente inferior se puede inferir que el material analizado presenta condiciones óptimas para la aplicación de la carga asumida, debido a que tiene un rango de sobrecarga amplio por el cual el material no fallará bajo las condiciones geométricas establecidas.

Realizando los mismos estudios, considerando que los parámetros geométricos no difieren pero si el material base, utilizando la segunda opción de material compuesto (Aluminio 7075T-6 + MWCNTs 2%wt) pueden presentar mejores resultados en general, debido a que las propiedades del mismo son considerablemente mayores a las del Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt

Factor de seguridad por sobrecarga de larguerillos para el material compuesto Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt (asumiendo resistencia máxima a cortante constante luego de elongación de 0.2%)⁸³

$$\sigma_{crip} = 0.94 \cdot 500.9685 N/mm^2$$

$$\sigma_{crip} = 470.9103 N/mm^2$$

Por lo tanto⁸⁴:

$$F_{Req} = \frac{\left(147.5 N/mm^2 / 32\right) \cdot 1.5}{470.9103 N/mm^2} \cdot 1000$$

$$F_{Req} = 14.6823mm^2$$

El cumplimiento de resistencia necesaria se da por comparación con el área obtenida por construcción⁸⁵:

$$F_{Req} < F_{STRbm} ?$$

⁸³ REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

⁸⁴ Ibíd.

⁸⁵ Ibíd.

$$14.6823mm^2 < 38.67mm^2$$

$$Factor\ Seguridad = \frac{38.67mm^2}{14.6823mm^2} = 2.6337$$

Valor de falla contra quiebre (cálculo de estabilidad de mamparos)⁸⁶:

$$n_{crip} = \sigma_{crip} \cdot S_x$$

$$n_{crip} = 500.9685\ N/mm^2 \cdot 0.82$$

$$n_{crip} = 410.7941\ N/mm^2$$

Inestabilidad general del caparazón (Shanley)⁸⁷:

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = \frac{n_{crip} \cdot R^4}{1273 \cdot l_t}$$

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = \frac{410.7941\ N/mm^2 \cdot (470mm)^4}{1273 \cdot 350mm}$$

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = 44990330.26\ N/mm^6$$

$$I_{MAMP.Req} = \frac{44990330.26\ N/mm^6}{E}$$

$$I_{MAMP.Req} = \frac{44990330.26\ N/mm^6}{108520\ N/mm^2}$$

$$I_{MAMP.Req} = 414.5810mm^4$$

Comparando con valor geométrico⁸⁸:

$$I_{MAMP.total} > I_{MAMP.Req} \ ?$$

$$720.33mm^4 > 414.5810mm^4$$

$$Factor\ Seguridad = \frac{720.33mm^4}{414.5810mm^4} = 1.7374$$

⁸⁶ REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

⁸⁷ Ibíd.

⁸⁸ Ibíd.

Se observa que a pesar de que la carga distribuida por los larguerillos requiere menor área que la encontrada por la construcción, en términos del área requerida por el perfil de los mamparos se necesita un área considerablemente mayor a la requerida usando el Al 6061-T6 MWCNTs 2%wt, esto indica que en la sección de los mamparos la carga se concentra más, debido a las propiedades de resistencia del material, a pesar de que el factor de seguridad se ve afectado de forma drástica a pesar del uso de un material más resistente, aún se mantiene sobre el parámetro de seguridad teórico (establecido en 1.5) para estructuras espaciales cilíndricas de uso tripulado. El parámetro final para considerar en el análisis es el de la sensibilidad contra pre-arrugado del caparazón, sin embargo este al depender de la geometría del área de los mamparos, se mantiene dentro del parámetro establecido inferior a 1, cumpliendo dicho requisito para caparazones cilíndricos reforzados por mamparos.

4.2 Caso hipotético: Ariane II bajo operación 'extrema'

Para el caso de operación extrema como la ocurrida durante operaciones de tipo despegue o en el caso de vibraciones hipotéticas, se realizan aproximaciones con ayuda asistida por computador, debido a la gran cantidad de variables a considerar, sin embargo para poder realizar una primera aproximación teórica se pueden considerar ciertas condiciones que aproximan el cálculo a una condición 'extrema' sin necesidad de cambiar la teoría vista en el capítulo anterior. En dicho capítulo encontramos que ciertas condiciones se consideraron como optimas o factores de seguridad que se determinaron como fijos para estructuras espaciales tripuladas; así que reduciendo o asumiendo valores inferiores podemos simular un caso de operación más estresante para el material que aquel realizado con anterioridad, mientras que los parámetros geométricos y de construcción del caso utilizado se mantienen fijos e invariables independientemente del cambio entre materiales.

Límite de resistencia a fuerza cortante (σ_{crip}) considerando un factor de corrección más pronunciado (0.92 frente al 0.94 usado anteriormente)⁸⁹

Para el MMC Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt:⁹⁰

$$\sigma_{crip} = 0.92 \cdot 313.2945 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{crip} = 288.2309 \text{ N/mm}^2$$

Considerando este límite reducido y un factor de seguridad de 1.3 (utilizado solo en estructuras no tripuladas, pero asumiendo bajo un caso hipotético, que es el factor aplicable bajo una situación de operación extrema), determinamos que el factor de seguridad de falla por sobrecarga queda así:⁹¹

$$F_{Req} = \frac{\left(\frac{147.5 \text{ N/mm}^2}{32} \right) \cdot 1.3}{288.2309 \text{ N/mm}^2} \cdot 1000$$

$$F_{Req} = 20.7895 \text{ mm}^2$$

Comparando con el valor geométrico:⁹²

$$F_{Req} < F_{STRbm} ?$$

$$20.7895 \text{ mm}^2 < 38.67 \text{ mm}^2$$

$$\text{Factor Seguridad} = \frac{38.67 \text{ mm}^2}{20.7895 \text{ mm}^2} = 1.86007$$

El valor del área requerida para los largueros que se observa es muy similar al caso inicial del uso del Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt, con una reducción notoria.

Valor de falla contra quiebre (cálculo de estabilidad de mamparos) asumiendo un comportamiento reducido del material en su resistencia máxima a cortante aproximadamente de un 10%, debido a estrés producido por carga (valor

⁸⁹ REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

⁹⁰ Ibíd.

⁹¹ Ibíd.

⁹² Ibíd.

completamente asumido debido a que este valor exacto se determina de forma experimental y se plasma en diagramas específicos de cada material, los cuales no existen para este material hipotético):⁹³

$$\sigma_{crip2} = 0.9 \cdot \sigma_{crip}$$

$$\sigma_{crip2} = 0.9 \cdot 313.2945 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{crip2} = 281.9650 \text{ N/mm}^2$$

$$n_{crip} = \sigma_{crip2} \cdot S_x$$

$$n_{crip} = 281.9650 \text{ N/mm}^2 \cdot 0.82$$

$$n_{crip} = 231.2113 \text{ N/mm}^2$$

Inestabilidad general del caparazón (Shanley):⁹⁴

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = \frac{n_{crip} \cdot R^4}{1273 \cdot l_t}$$

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = \frac{231.2113 \text{ N/mm}^2 \cdot (470\text{mm})^4}{1273 \cdot 350\text{mm}}$$

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = 25322351.87 \text{ N/mm}^6$$

$$I_{MAMP.Req} = \frac{25322351.87 \text{ N/mm}^6}{E}$$

$$I_{MAMP.Req} = \frac{25322351.87 \text{ N/mm}^6}{104280 \text{ N/mm}^2}$$

$$I_{MAMP.Req} = 242.8303\text{mm}^4$$

Comparando con valor geométrico:⁹⁵

$$I_{MAMP.total} > I_{MAMP.Req} \text{ ?}$$

⁹³ REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

⁹⁴ Ibíd.

⁹⁵ Ibíd.

$$720.33mm^4 > 242.8303mm^4$$

$$Factor\ Seguridad = \frac{720.33mm^4}{242.8303mm^4} = 2.9663$$

Se puede observar que se presenta un factor de seguridad ligeramente mayor al encontrado bajo el análisis anterior usando valores de corrección “optimistas” y factores de seguridad mayores utilizados específicamente para estructuras tripuladas.

Para el análisis de operación extrema usando el material alternativo Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt, se mantienen las condiciones hipotéticas estipuladas anteriormente al igual que el uso de la geometría fija determinada en el primer análisis del caso.⁹⁶

$$\sigma_{crip} = 0.92 \cdot 500.9685 N/mm^2$$

$$\sigma_{crip} = 460.8910 N/mm^2$$

El factor de seguridad de falla por sobrecarga:⁹⁷

$$F_{Req} = \frac{\left(147.5 N/mm^2 / 32\right) \cdot 1.3}{460.8910 N/mm^2} \cdot 1000$$

$$F_{Req} = 13.0013mm^2$$

Comparando con el valor geométrico.⁹⁸

$$F_{Req} < F_{STRbm} ?$$

$$13.0013mm^2 < 38.67mm^2$$

$$Factor\ Seguridad = \frac{38.67mm^2}{13.0013mm^2} = 2.9743$$

⁹⁶ REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

⁹⁷ Ibíd.

⁹⁸ Ibíd.

El valor del área requerida para los larguerillos que se observa es muy similar al caso inicial del uso del Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt, pero contrario al análisis con el compuesto anterior, la diferencia entre el análisis de operación normal y operación extrema, no es muy alta.

Valor de falla contra quiebre (cálculo de estabilidad de mamparos):⁹⁹

$$\sigma_{crip2} = 0.9 \cdot \sigma_{crip}$$

$$\sigma_{crip2} = 0.9 \cdot 500.9685 \text{ N/mm}^2$$

$$\sigma_{crip2} = 450.8716 \text{ N/mm}^2$$

$$n_{crip} = \sigma_{crip2} \cdot S_x$$

$$n_{crip} = 450.8716 \text{ N/mm}^2 \cdot 0.82$$

$$n_{crip} = 369.7147 \text{ N/mm}^2$$

Inestabilidad general del caparazón (Shanley):¹⁰⁰

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = \frac{n_{crip} \cdot R^4}{1273 \cdot l_t}$$

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = \frac{369.7147 \text{ N/mm}^2 \cdot (470\text{mm})^4}{1273 \cdot 350\text{mm}}$$

$$E \cdot I_{MAMP.Req} = 40491298.33 \text{ N/mm}^6$$

$$I_{MAMP.Req} = \frac{40491298.33 \text{ N/mm}^6}{E}$$

$$I_{MAMP.Req} = \frac{40491298.33 \text{ N/mm}^6}{108520 \text{ N/mm}^2}$$

$$I_{MAMP.Req} = 373.1229\text{mm}^4$$

⁹⁹ REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

¹⁰⁰ Ibid.

Comparando con valor geométrico:¹⁰¹

$$I_{MAMP.total} > I_{MAMP Req} ?$$

$$720.33mm^4 > 373.1229mm^4$$

$$Factor\ Seguridad = \frac{720.33mm^4}{373.1229mm^4} = 1.9305$$

Con este factor de seguridad ante inestabilidad general se observa que sucede un caso similar con el factor de seguridad del Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt, a pesar de que los parámetros de operación son más drásticos que en el análisis de operación normal, se presenta un factor de seguridad ligeramente mayor, claramente por encima del límite de seguridad requerido para la estructura.

Tanto el caso de operación normal como el caso hipotético de operación bajo condición ‘extrema’ se encuentran factores de seguridad superiores al límite estipulado y se presentan valores de áreas requeridas inferiores al valor máximo obtenido por la constitución de la estructura, sin embargo para tomar una decisión efectiva sobre el uso de los materiales compuestos planteados, se requiere un análisis comparativo de dichos resultados frente a los materiales utilizados actualmente.

4.3 Comparación de resultados entre los materiales analizados y los materiales utilizados en la industria actualmente.

A pesar de que la aproximación teórica es apenas una pequeña parte del análisis que se puede realizar sobre un material, y no provee de una gran cantidad de datos aptos para comparación entre diversos materiales, sirve como base inicial para realizar un análisis más exhaustivo sobre la aplicación de materiales de reemplazo en casos estructurales aplicados; inicialmente una comparación de los resultados encontrados según el análisis y únicamente considerando los materiales compuestos propuestos, puede dar una pauta

¹⁰¹ REIMERDES, H. Guenter. Op. Cit.

inicial sobre los parámetros que se deben esperar de la comparación con otros materiales.

Tabla 13. Comparación de materiales compuestos propuestos; Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt, y Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt.

Propiedad Física	Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt	Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt
Densidad	2.71 g/cm ³	2.82 g/cm ³
Resistencia a la Tracción (máx.)	469.18 MPa	865.72 MPa
Límite Elástico	417.72 MPa	761.29 MPa
Módulo de Elasticidad	104.28 GPa	108.52 GPa
Resistencia a la Fatiga	144.54 MPa	240.64 MPa
Conductividad Térmica	252.75 W/m·K	196.75 W/m·K
Punto de Fluencia	880.86°C	721.93°C
Punto de Ebullición	986.80°C	961.07°C
Resistencia máx. a fuerza cortante	313.2945 MPa	500.9685 MPa

FUENTE: Proyección realizada por el autor, en base a propiedades obtenidas en ASM Int. Datasheet (Al6061-T6; T651, Al7075-T6; T651)

La primera comparación, entre ambos materiales sin aplicar a un caso de análisis demuestra la particularidad de los materiales base, el aluminio 6061-T6 tiene ligeramente menores valores de resistencias mecánicas frente al aluminio 7075-T6, esto se debe a que los elementos aleantes de esta aleación son más aptos para incrementar la resistencia (principalmente el magnesio y el zinc, que son los materiales aleantes con mayor presencia en el aluminio 7075), mientras que el aluminio 6061 presenta una conductividad térmica mayor, y por tanto unos mayores puntos máximos de fluencia y ebullición, lo cual le da una ligera mayor vida útil frente al uso bajo altas temperaturas.

Estos rasgos de resistencia se notan principalmente en el cálculo de los parámetros de análisis realizados anteriormente, sin embargo se observa

también que en esos datos el uso de un material de alta resistencia como el material compuesto a base del aluminio 7075-T6 puede generar resultados adversos a pesar de tener mejores propiedades físicas en comparación con los materiales convencionales.

Tabla 14. Comparación de parámetros de análisis de los materiales compuestos propuestos, bajo condiciones de operación normal y 'extrema'.¹⁰²

Parámetro de análisis	Al6061-T6 + MWCNTs2%wt (normal)	Al6061-T6 + MWCNTs2%wt ('extrema')	Al7075-T6 + MWCNTs2%wt (normal)	Al7075-T6 + MWCNTs2%wt ('extrema')
σ_{crip}	294.4968MPa	288.2309MPa	470.9103MPa	460.8910MPa
F_{Req}	23.4775mm ²	20.7895mm ²	14.6823mm ²	13.0013mm ²
Factor Seguridad (Larguerillos)	1.6471	1.86007	2.6337	2.9743
n_{crip}	256.9015MPa	231.2113MPa	410.7941MPa	369.7147MPa
$I_{MAMP.Req}$	269.8115mm ⁴	242.8303mm ⁴	414.5810mm ⁴	373.1229mm ⁴
Factor Seguridad (Mamparos)	2.6697	2.9663	1.7374	1.9305

FUENTE: Autor.

Esta comparación directa demuestra que el comportamiento de los dos materiales compuestos cambia considerablemente según el caso, a pesar de que los materiales tienen límites de resistencia considerablemente altos y presentan áreas de corte e inercias requeridos inferiores a los encontrados por la construcción de la sección del cohete, presentan resultados contradictorios entre la aplicación de dichos materiales entre los larguerillos y los mamparos, los cuales se pueden notar principalmente en el factor de seguridad encontrado entre los análisis de los mamparos y aquel encontrado en los análisis de los

¹⁰² Aclaración del autor: Se realiza un paralelo de conversión entre las unidades N/mm² y MPa, debido a que sus unidades son equivalentes sin necesidad de factores de conversión.

larguerillos, se demuestra que con el uso del Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt se encuentra un factor de seguridad de construcción de los larguerillos menor a aquel encontrado con el uso del Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt (1.6471, frente a 2.6337), esto demuestra que el uso del material compuesto a base del Al7075 presenta mejores características para su uso en los larguerillos que su contraparte a base del Al6061-T6. Mientras que si se observan los factores de seguridad del uso de los dos materiales en la construcción de los mamparos, se observa que el compuesto en base al Al7075-T6 presenta un factor considerablemente menor a aquel encontrado con el Al6061-T6, esto evidencia una concentración de esfuerzos producidos por la carga sobre cada mamparo en la sección cilíndrica debido a las que las propiedades de resistencia del material limitan la transmisión de la carga uniformemente sobre toda la sección del cohete; por esta razón el uso del Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt es contraproducente a pesar de sus mayores propiedades físicas en términos de su uso en la sección de los mamparos, sin embargo, una de las posibilidades que se esperan estudiar en el análisis computacional posterior, será la del uso de la aplicación de ambos materiales, utilizando Al7075-T6 + MWCNTs 2% en la construcción de los larguerillos y Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt en la construcción de los mamparos, para corroborar si dichos materiales distribuyen mejor la carga aplicada a la sección del cohete de prueba.

Comparando los mismos parámetros encontrados en este el análisis de materiales compuestos con el caso base original, el cual es el Al2024-T3, un material base usado en diversas estructuras aeronáuticas y espaciales relativamente básicas (como los cohetes portadores de la clase Ariane II).

Tabla 15. Comparación de parámetros de análisis de los materiales compuestos propuestos con el material convencional Al2024-T3, bajo condiciones de operación normal.

Parámetro de análisis	Al6061-T6 + MWCNTs2%wt (normal)	Al7075-T6 + MWCNTs2%wt (normal)	Al2024-T3 (operación normal)
σ_{crip}	294.4968MPa	470.9103MPa	263.2MPa
F_{Req}	23.4775mm ²	14.6823mm ²	26.2692mm ²

Factor	1.6471	2.6337	1.4720
Seguridad (Larguerillos)			
n_{crip}	256.9015MPa	410.7941MPa	172.66MPa
$I_{MAMP.Req}$	269.8115mm ⁴	414.5810mm ⁴	251.46mm ⁴
Factor	2.6697	1.7374	2.8645
Seguridad (Mamparos)			

FUENTE: Autor.

Comparando los valores de operación normal de los tres materiales se encuentra una conclusión vista desde el principio del análisis de los materiales compuestos, ambos presentan valores de resistencia mayores al Aluminio 2024-T3, debido a que son aleaciones más eficientes, más resistentes y la inclusión de los nanotubos de carbono incrementa aún más sus propiedades. Al igual que en el caso de comparación entre los materiales compuestos se hace evidente que el uso de un material compuesto en base al Al7075-T6 es un reemplazo eficiente al convencional Al2024-T3 para la construcción de los larguerillos. Sin embargo, a pesar de que el material compuesto en base al Al6061-T6 presenta considerablemente mejores propiedades que el aluminio convencional de uso aeroespacial, se nota que en su aplicación para la construcción de los mamparos el factor de seguridad encontrado es apenas ligeramente menor al encontrado en el análisis usando el Aluminio 2024-T3, esto se debe a que el mamparo tiene como función principal el incrementar la rigidez estructural en términos generales, transmitiendo la carga aplicada a la estructura de forma uniforme a lo largo de esta. El uso de un material con mayor resistencia a tensión puede tender a acumular la carga en vez de distribuirla; a pesar de esto, el uso de un material compuesto como el Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt es de forma general beneficioso, debido que si el factor de seguridad a sobrecarga es ligeramente menor al que se presenta utilizando el Al2024-T3, se puede obtener una estructura con una rigidez y resistencia a tensión mayor a aquella construida en base a materiales convencionales, razón

que se puede estudiar más a fondo analizando los diversos casos por medio del análisis por medios computarizados.

5. ANALISIS COMPUTARIZADO POR METODO DE ELEMENTOS FINITOS (MEF)

Una vez finalizado el análisis inicial teórico, y sabiendo que las propiedades de los MMCs propuestos son efectivos para reducir el área transversal necesaria para la conformación de una estructura efectiva bajo los parámetros postulados -y por tanto reducción en material utilizado en la estructura-, se puede pasar a realizar un análisis más realista del comportamiento de los materiales bajo condiciones simuladas más cercanas a su uso en aplicaciones reales. Para ello se estudiará el comportamiento de estos materiales bajo tres condiciones básicas que se presentarán en su uso: estudio bajo condiciones mecánicas (fuerza transmitida), condiciones térmicas (efecto térmico en conjunción con el escudo térmico) y análisis de impacto. Para efectos de comparación cada uno de los análisis se realizará tanto estudiando los materiales propuestos: Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt, y Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt, como también un material “estándar” de uso aeroespacial, el Aluminio 2024-T3, el cual se utiliza actualmente en aplicaciones estructurales aeroespaciales como por ejemplo en vigas, revestimientos y remaches; en términos de la configuración del modelo que será analizado, se realizará un estudio basado en el caso de ejemplo ya estudiado, el segmento interno estructural del cohete Ariane 2, con modificaciones dependientes de las condiciones que se analizaran en cada caso, asumiendo una estructura de dicha configuración que sea aplicada hipotéticamente en una situación específica.

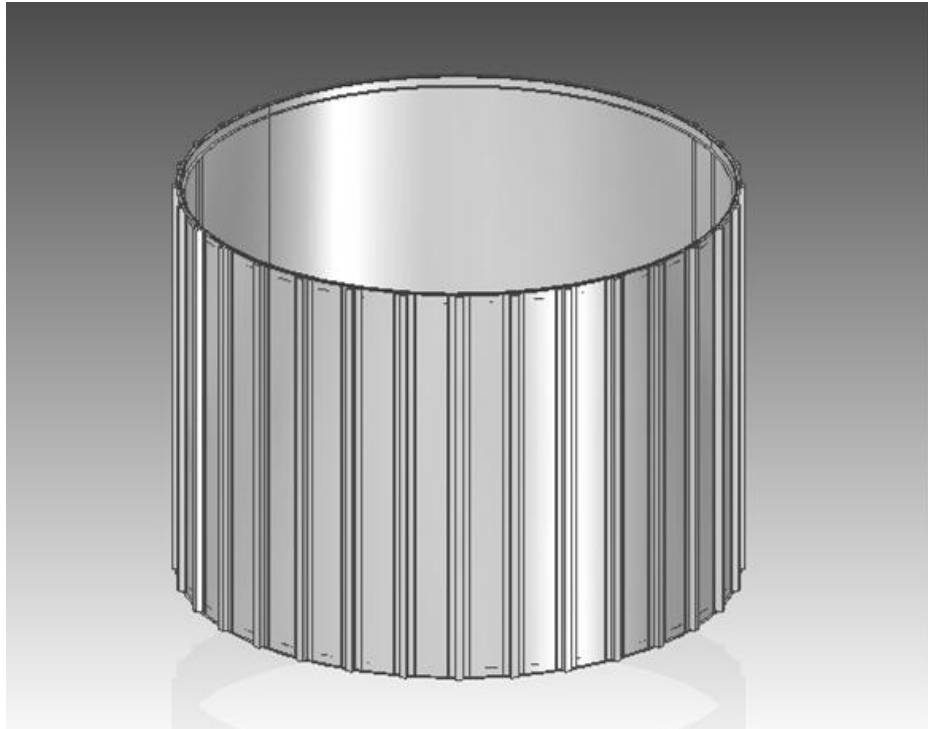
5.1 Análisis mecánico

La determinación del comportamiento general de los materiales postulados en términos mecánicos es crucial para considerar la viabilidad de su uso como

reemplazo de los materiales actuales en términos de resistencia mecánica. Debido a que la estructura interna es la que resiste y transmite toda la carga que sufre la estructura completa, no se consideró que los recubrimientos externos (como el revestimiento de protección térmica) sea relevante para el análisis como tal, dado que solo se estudiará el comportamiento de los materiales bajo situaciones de carga mantenida sobre la estructura completa, simulando la operación de la misma bajo condiciones aproximadas de operación en condiciones reales. Para el análisis tanto de los dos materiales postulados como el material base se utiliza el mismo modelo basado en la estructura interna del Ariane 2, con un revestimiento interno, treinta y dos (32) larguerillos distribuidos a distancias equitativas alrededor de dicho revestimiento y un mamparo de perfil 'z' en cada extremo de la estructura que fija los larguerillos y el revestimiento interno¹⁰³, como se ve en la figura 11.

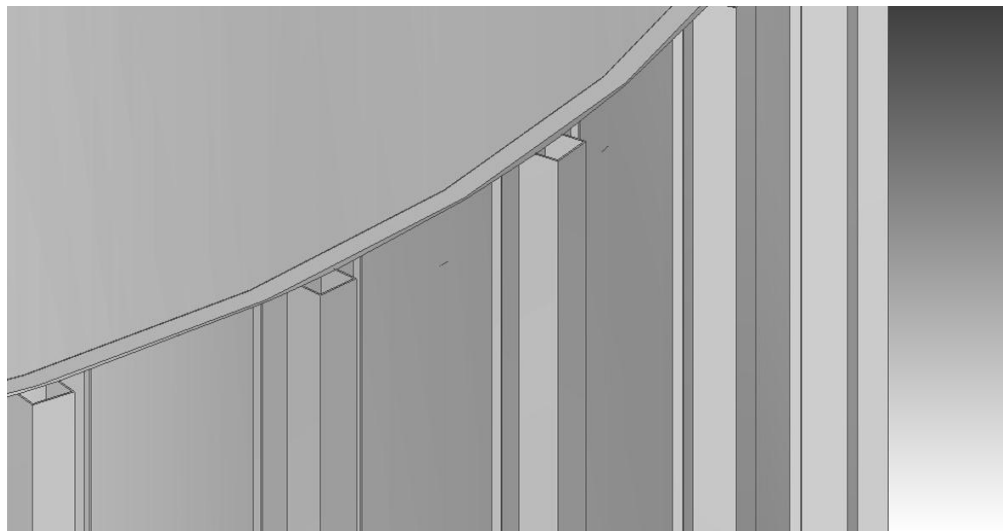
¹⁰³ Aclaración del autor: por razones de simplicidad del análisis y relevancia del comportamiento de la estructura general, la misma se estudiará sin consideración de los remaches que usualmente están presentes manteniendo la estructura, esto se debe a que se considera que la concentración de cargas en dichos remaches es de mínima magnitud, por lo tanto su utilidad para el objetivo general del estudio es nula. Al igual se omite el revestimiento externo ('piel' externa) debido a que esta no se encarga de soportar la carga en este tipo de análisis.

Figura 11. Configuración usada en los análisis de carácter mecánico, basada en la estructura interna del cohete Ariane 2.



FUENTE: Autor (basado en la estructura del Ariane 2)

Figura 12. Detalle de la configuración de los mamparos en un extremo de la estructura usada en los análisis de carácter mecánico.



FUENTE: Autor (basado en la estructura del Ariane 2)

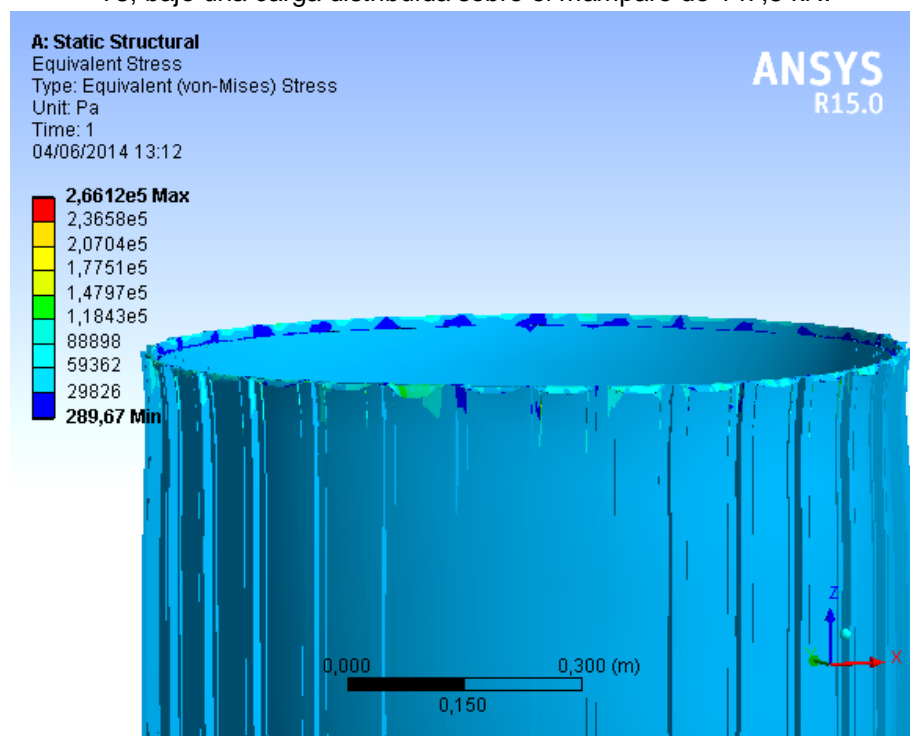
Las condiciones de análisis del modelo son iguales a las que se estudiaron en el cálculo teórico anterior, se someterá una fuerza distribuida de 147,5 kN de forma transversal a la estructura, por lo que se distribuirá de forma equitativa sobre uno de los mamparos, mientras que el opuesto se encuentra como punto

fijo para simular la carga que se transmitiría transversalmente, observando el estrés sufrido por la estructura y la deformación que se presenta luego de que la carga llega a su punto máximo.

5.1.1 Material de referencia: Aluminio 2024-T3

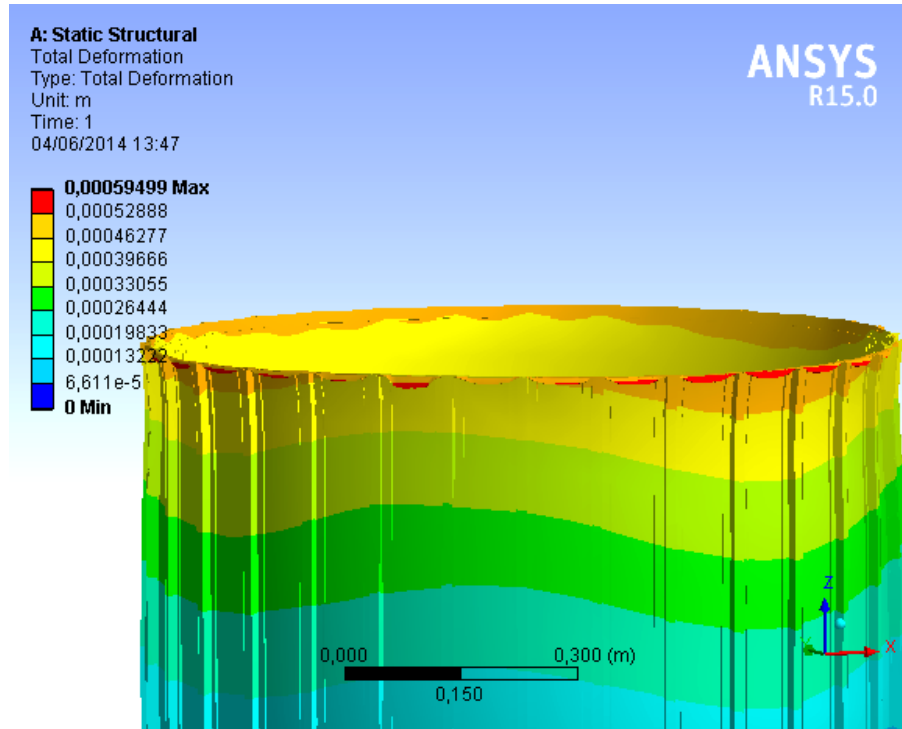
Inicialmente se necesita un punto de referencia de análisis, para que sea posible realizar una comparación efectiva del comportamiento de los nuevos materiales en las condiciones estipuladas de la simulación. De la gran variedad de material usados en las estructuras espaciales, se utiliza el aluminio 2024-T3 debido a que presenta propiedades similares a los materiales planteados (debido a que son aleaciones del aluminio) y en un material de análisis simple (comportamiento de propiedades isotrópicas), amplio uso en la industria y accesible para la construcción de estructuras espaciales, incluso es usado en la estructura base que se plantea para los análisis realizados hasta el momento: el cohete Ariane 2, y por tanto, también es utilizado en la familia de cohetes Ariane

Figura 13. Análisis de estrés equivalente que presenta la estructura basada en Aluminio 2024-T3, bajo una carga distribuida sobre el mamparo de 147,5 kN.



FUENTE: Autor (basado en la estructura del Ariane 2)

Figura 14. Análisis de deformación equivalente que presenta la estructura basada en Aluminio 2024-T3, bajo una carga distribuida sobre el mamparo de 147,5 kN.



FUENTE: Autor (basado en la estructura del Ariane 2)

El análisis de estrés equivalente demuestra la presión que presenta la estructura debido a la fuerza distribuida sobre el mamparo superior, en términos de la distribución de la carga sobre la estructura total, para la mayoría de la estructura se presenta un estrés equivalente de aproximadamente 29.826 Pa a 59.362 Pa con algunos puntos de baja presión localizados en los puntos medios de cada larguero utilizado y secciones localizadas de alto estrés sufrido, llegando hasta un máximo de 118.430 Pa; esta distribución de carga se debe a una característica crucial de la familia de los aluminios en términos de sus propiedades físicas, debido a su relativa alta flexibilidad (módulo de elasticidad), la carga aplicada se distribuye de forma equitativa y efectivamente a lo largo de la estructura, lo cual asegura la integridad general de la misma.

En términos de deformación sufrida por la estructura, se puede observar que los mayores valores de deformación se encuentran en la sección superior, y que decrecen a medida que se desciende en la estructura, esto se debe a las condiciones de la simulación dado que la fuerza se aplica

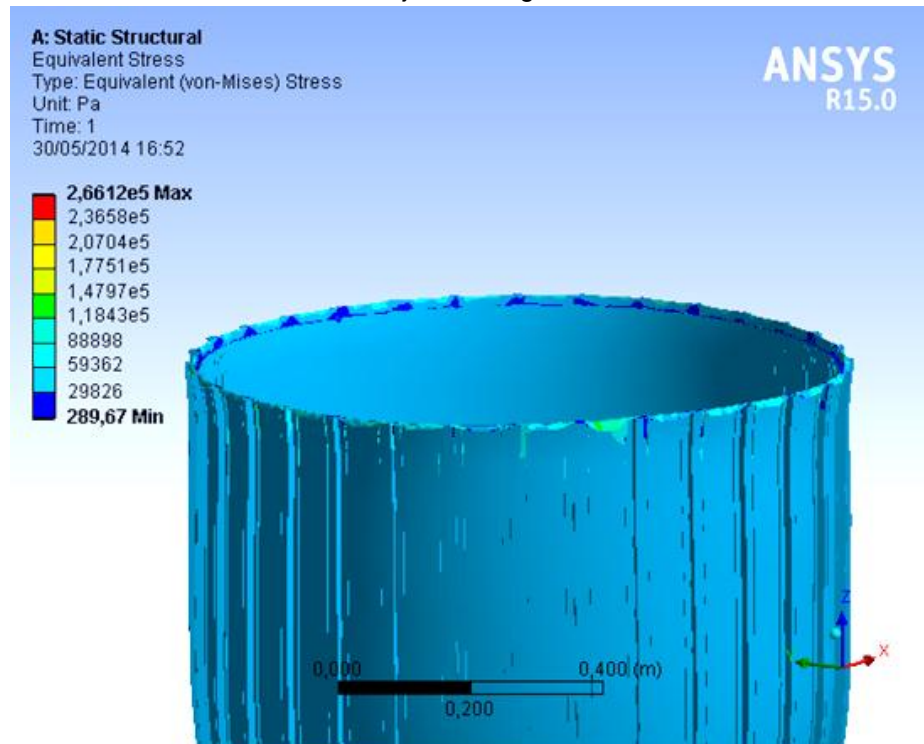
desde el mamparo superior y se sostiene de forma fija desde el mamparo inferior, fuera de estas condiciones, los resultados máximos de deformación encontrados en la sección superior apenas alcanzan valores de medio milímetro (0,00059499 m) por lo que se puede concluir que la carga aplicada no representa un riesgo para la estructura, y esta se mantendrá de forma estable durante el momento de máxima presión aplicada.

Estos dos casos analizados proveen un punto inicial de análisis para comparación con los parámetros que se buscan estudiar de los materiales compuestos que se verán analizados, solo sobre este registro inicial es que se puede realizar un estudio comparativo eficiente de los análisis a realizar, debido a que se somete a los materiales estudiados bajo las mismas condiciones de análisis.

5.1.2 Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt

La primera opción de análisis es el usar el compuesto base aluminio 6061-T6, que ha demostrado las mejores condiciones en el análisis teórico anterior, incrementando la resistencia de la estructura considerablemente y sin presentar una concentración de carga importante sobre el mamparo. La configuración de material de la estructura es simple, al no considerar mamparos ni revestimiento exterior, la totalidad de la estructura se considera del material propuesto. Los resultados al estar dependientes de la deformación y estrés equivalente sufrido por la estructura, se analizan desde las propiedades de resistencia mecánica de cada material (véase Tabla 10 para las propiedades del aluminio 6061-T6 + MWCNTs2%wt).

Figura 15. Análisis de estrés equivalente que presenta la estructura basada en Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt, bajo una carga distribuida de 147,5 kN.

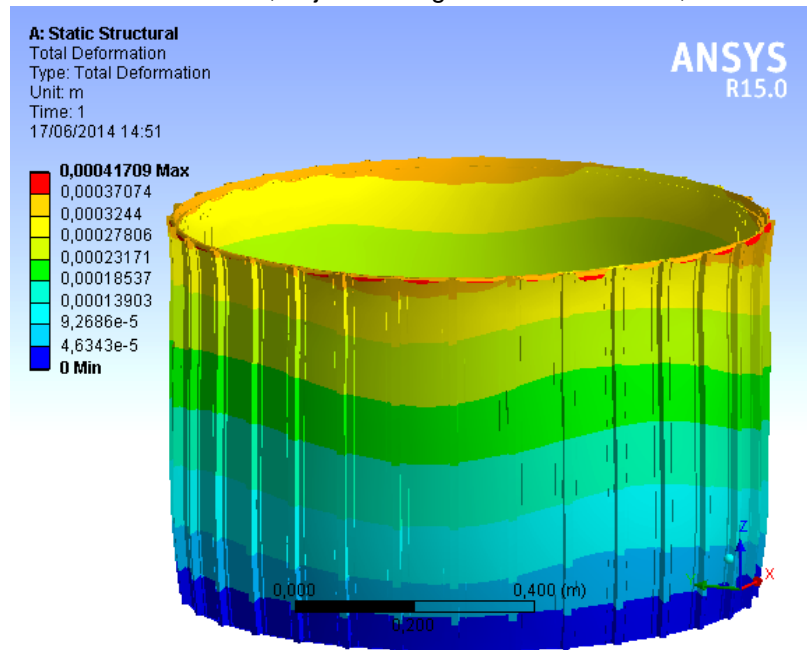


FUENTE: Autor.

Se puede observar que el material distribuye la carga aplicada de forma eficiente, debido a su considerablemente alto módulo de Young -en comparación con el del material de referencia- lo cual le permite dilatar la estructura para disipar la carga de forma eficiente, en solo algunos puntos específicos se pueden observar zonas que sufren de concentración de estrés, llegando hasta valores de aproximadamente 118.430 Pa (solo una zona visible en la figura 13) pero están distanciadas sobre la circunferencia del mamparo y no suponen un punto de falla inminente sobre la estructura total. También se puede observar que el estrés equivalente que sufre la estructura se distribuye uniformemente de forma general, a excepción del mamparo que recibe la carga, el cual presenta algunos puntos bajos de estrés localizado principalmente en los puntos entre contactos de cada uno de los larguerillos; aun si estos puntos presentan un nivel de estrés ligeramente inferior, la carga se distribuye de forma simple por lo que dichos puntos de bajo estrés tampoco presentan un riesgo para la estructura, principalmente porque se observa que las zonas de baja presión

son de una ligera dimensión menor a las observadas en el análisis del material de referencia, esto demuestra que por propiedades aplicadas, el compuesto en base aluminio 6061-T6 distribuye de forma más eficiente la carga que el aluminio 2024-T3.

Figura 16. Análisis de deformación sufrida por la estructura basada en Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt, bajo una carga distribuida de 147,5 kN.



FUENTE: Autor.

Analizando la deformación que presenta la estructura en su punto máximo luego de ser aplicada la carga se puede confirmar que la carga se distribuye de forma eficiente, y principalmente en la sección del mamparo donde se pueden observar los puntos de mayor deformación, los cuales no alcanzan un milímetro de deformación hacia el exterior (0,00041709 m), sin embargo, se observa que el valor de deformación es inferior al encontrado en el aluminio 2024-T3 esto demuestra que la carga se distribuye de forma efectivamente, más aun que con el uso del material de referencia; las propiedades de resistencia mecánica del material compuesto producen una estructura con alta durabilidad, la suficiente para evitar deformaciones mayores incluso bajo elevadas magnitudes de fuerza aplicada; otra característica que se puede observar es que la carga aplicada se distribuye

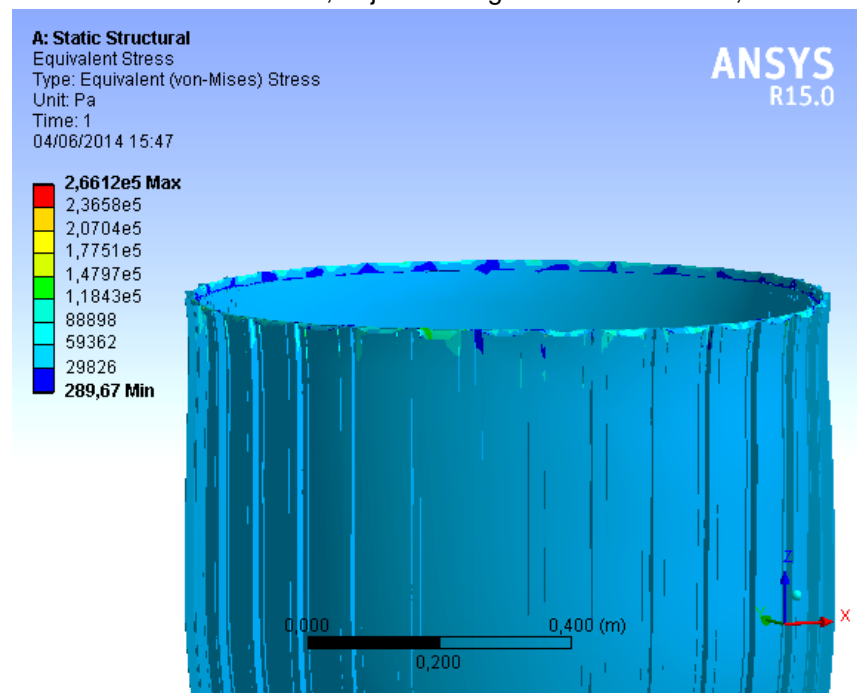
ligeramente sobre toda la estructura, no concentrada únicamente en el mamparo, lo cual produce una ligera deformación alrededor de la longitud de la estructura en general, de forma similar a la distribución de la deformación sufrida usando el aluminio 2024-T3.

5.1.3 Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt

El aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt presenta propiedades aumentadas a las del MMC base aluminio 6061-T6 por lo que en teoría, presentaría un comportamiento más resistente ante la carga, con una menor deformación visible sobre el mamparo superior –dado que el estrés se determina en términos del módulo de elasticidad, debe representarse de forma igual o ligeramente inferior a aquel encontrado en los materiales anteriores-.

Sin embargo, es de vital importancia observar si dicha dureza mayor que se presenta en este material compuesto, por sus propiedades físicas y mecánicas, tendría un efecto contraproducente sobre la estructura general, en forma de una concentración de carga no deseada sobre el mamparo sometido a la fuerza aplicada, dado que se tiene un precedente proveniente del análisis teórico realizado con anterioridad, que el 7071-T6 + MWCNTs 2%wt no distribuye de forma igual la carga aplicada que el compuesto base 6061-T6.

Figura 17. Análisis de estrés equivalente que presenta la estructura basada en Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt, bajo una carga distribuida de 147,5 kN.

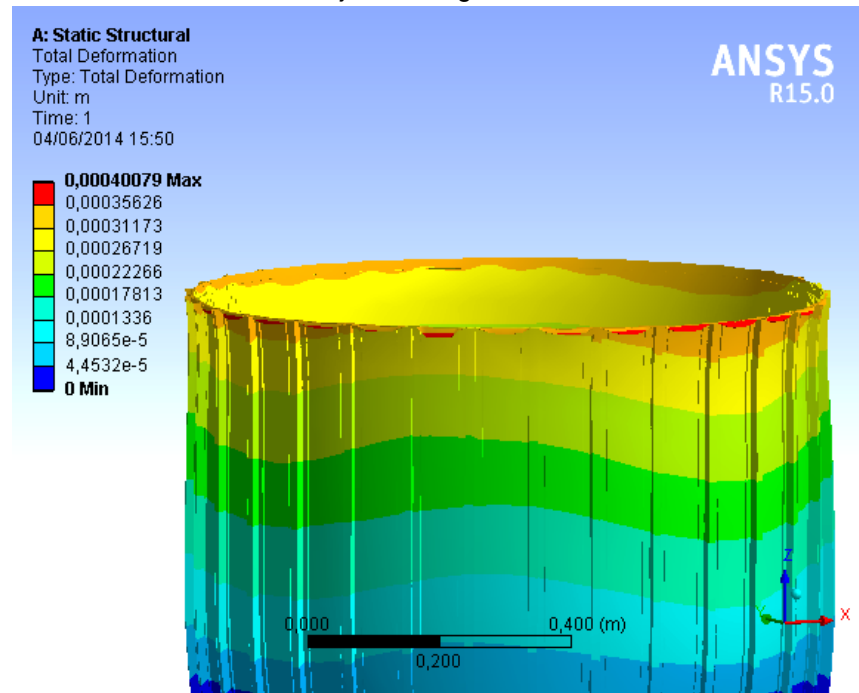


FUENTE: Autor.

En términos de estrés equivalente, se observa el mismo patrón que se ha observado en los análisis de materiales anteriores, debido al alto módulo de elasticidad de todos los materiales analizados, cualquier carga que se aplica sobre la estructura (dentro de los límites de resistencia de cada material) se distribuye de forma efectiva a lo largo de la estructura en general asegurando que dicha estructura no sufra de niveles altos de estrés en casi ninguna sección.

Dado que esta característica se mantiene constante en los tres casos de análisis, se puede asumir que independientemente de la carga aplicada, siempre que se encuentre dentro de los límites de resistencia del material, será distribuida de forma similar, a lo largo de la estructura en general, debido a que los materiales se comportan de forma isotrópica por su estructura interna.

Figura 18. Análisis de deformación que presenta la estructura basada en Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt, bajo una carga distribuida de 147,5 kN.



FUENTE: Autor.

El análisis de deformación demuestra un resultado esperado, a pesar de que los valores de deformación encontrados hasta el momento no son drásticos, estas diferencias en la estructura son importantes para la decisión sobre uso de materiales, en el caso del Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt se encuentra que la estructura sufre una deformación máxima de 0.00040079 m, un valor menor incluso que el encontrado en el análisis del material compuesto base 6061-T6 demostrando que la resistencia de este material es mayor a los anteriormente analizados; fuera de ello, no se observa concentración de cargas aparente, debido a que la distribución de la fuerza produce una ligera decreciente deformación a lo largo de toda la estructura, de misma forma como se puede observar la deformación presente en los casos de análisis anteriores.

Comparando los resultados encontrados en estos análisis, se puede determinar qué material provee un mejor comportamiento mecánico para su uso en la estructura analizada, a pesar de que el material de referencia, el aluminio 2024-T3 es uno de los materiales originales, y por lo tanto la estructura se comporta de forma óptima bajo el uso de dicho material, si se puede observar un mejor

comportamiento de la estructura constituida por otro material, se consideraría como una mejora estructural disponible, y por tanto una mejor opción de uso del material, optimizando a su vez la eficacia de la estructura en general.

Tabla 12. Comparación de los resultados del análisis mecánico sobre el Aluminio 2024-T3, Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt y el Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt.

Propiedad Física	Aluminio 2024-T3	Al 6061-T6 + MWCNTs 2%wt	Al 7075-T6 + MWCNTs 2%wt
Estrés Equivalente (mín.)	289,67 Pa	289,67 Pa	289,67 Pa
Estrés Equivalente (máx.)	147.970 Pa	147.970 Pa	147.970 Pa
Deformación Total (mín.)	0 m	0 m	0 m
Deformación Total (máx.)	$5,9499 \times 10^4$ m	$4,1709 \times 10^4$ m	$4,0079 \times 10^4$ m

FUENTE: Autor.

Como ya se ha mencionado, la propiedad principal del aluminio es su módulo de elasticidad, ésta característica se mantiene presente en todas las aleaciones y compuestos que se basan en dichas aleaciones, y se puede observar en el análisis del estrés equivalente que se ha realizado; se observa que dicho estrés tanto mínimo como máximo se mantienen igual en los tres casos analizados, nunca superando valores entre 118.430Pa y 147.970 Pa. Mientras que las diferencias encontradas en la deformación total sufrida por la estructura en general si denotan cambios, a pesar de que dichos cambios sean mínimos, en términos relevantes, demuestran un patrón claro: los materiales compuestos presentan una menor deformación a la carga aplicada que el material de referencia; lo cual indica que el material puede ser reducido, siempre que se mantenga el factor de seguridad dependiente de la estructura específica, el uso de cualquiera de los MMCs propuestos requerirán una menor cantidad de material para conformar una estructura igual de resistente a comparación del uso del aluminio 2024-T3, o bien, es posible optar por mantener la configuración estructural actual, con la posibilidad de someter a la estructura a una carga mayor, con la seguridad de que la resistencia incrementada de los materiales compuestos compensará la eficiencia de la estructura. Por el momento el Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt presenta las mejores propiedades frente a la carga simulada de operación, sin embargo, el Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt presenta un comportamiento muy similar, y dado que es un material más

fácil de producir y se usa más abiertamente en la industria aeroespacial, es probablemente un material más óptimo para realizar análisis experimentales posteriores a gran escala¹⁰⁴.

5.2 Análisis Térmico

La estructura que se analizará en el estudio térmico tiene dos diferencias principales en términos de su configuración con respecto a la estructura analizada anteriormente, en el caso teórico y en el análisis mecánico, la estructura estaba compuesta únicamente por las secciones interna, debido a que son dichos componentes los responsables de la estabilidad estructural interna, sin embargo, para un análisis térmico (debido al rozamiento de la estructura con las capas de la atmosfera, asumiendo un estado de reingreso a la atmosfera) se requiere analizar la estructura “completa” como se presentaría en el caso de realizar un reingreso atmosférico, así que estudiando la misma sección del cohete Ariane 2, para simular una estructura apta para reingreso (debido a que el Ariane 2, no efectúa operación de reingreso atmosférico) se supone que la estructura incluye un revestimiento externo, del mismo espesor que el interno y un recubrimiento externo hecho de un material termoestable dedicado a disipar las temperaturas que se presentan durante un reingreso, debido a que dichas temperaturas alcanzan aproximadamente 1.650°C. La configuración de los materiales utilizados en este tipo de análisis es simple, la estructura principal, incluyendo el revestimiento exterior están hechos del material a analizar, mientras que el recubrimiento de protección térmica estará compuesto del llamado HRSI (del inglés High-Temperature Reusable Surface Insulation), el mismo material que se utilizaba en secciones críticas del orbitador espacial anteriormente utilizado por la NASA, principalmente en partes superiores del fuselaje, partes del sistema de maniobras orbitales, el borde de ataque del estabilizador vertical y de las superficies de control.

¹⁰⁴ MANJUNATHA, L.H.; DINESH, P., “Fabrication and Properties of Dispersed Carbon Nanotube-Al6061 Composites”. En: “International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology” Vol. 2. Bangalore, India. Febrero 2013.

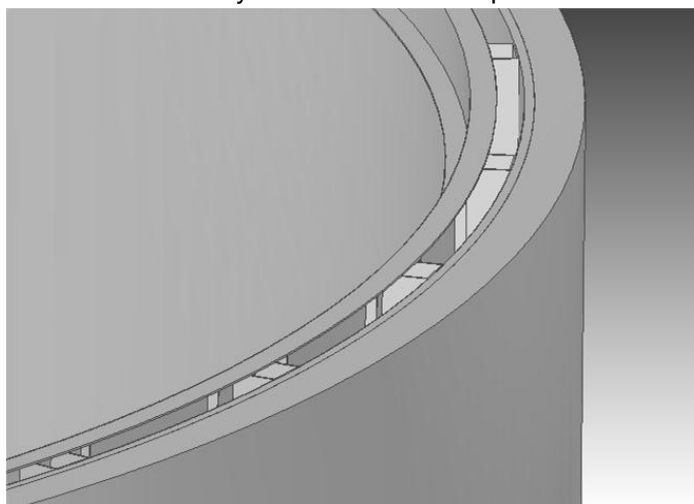
El HRSI es un material hecho de sílice de fibras amorfas de alta pureza (99,8%) compuestas por uniones rígidas cerámicas; este material de protección térmica se conforma de ‘tejas’ normalmente de 6 por 6 pulgadas y de 1 a 5 pulgadas de espesor, sin embargo debido a la composición porosa de baja densidad, el 90% del HRSI es vacío y 10% material por lo que cada ‘teja’ de material pesa apenas 9 lb/ft³ (144,17 kg/m³). Para el caso específico de análisis, la configuración de la superficie de protección se considera como si fuese una superficie continua solida alrededor de la estructura principal, con un espesor de una pulgada, simulando una sección vulnerable a daño térmico.

Tabla 13. Propiedades del HRSI (High-Temperature Reusable Surface Insulation).¹⁰⁵

Propiedad Física	Valor
Densidad	144,17 kg/m ³
Módulo de elasticidad (Young)	21GPa
Resistencia a la tensión (máx.)	18MPa
Radio de Poisson	0,19
Conductividad térmica	6 W/m·K
Calor específico	730J/kg·K
Temperatura máxima (aprox.)	1300°C

FUENTE: Human Space Flight Center (NASA).

Figura 19. Detalle de la configuración usada en el análisis térmico, incluyendo el revestimiento estructural ‘exterior’ y el recubrimiento de protección térmica.



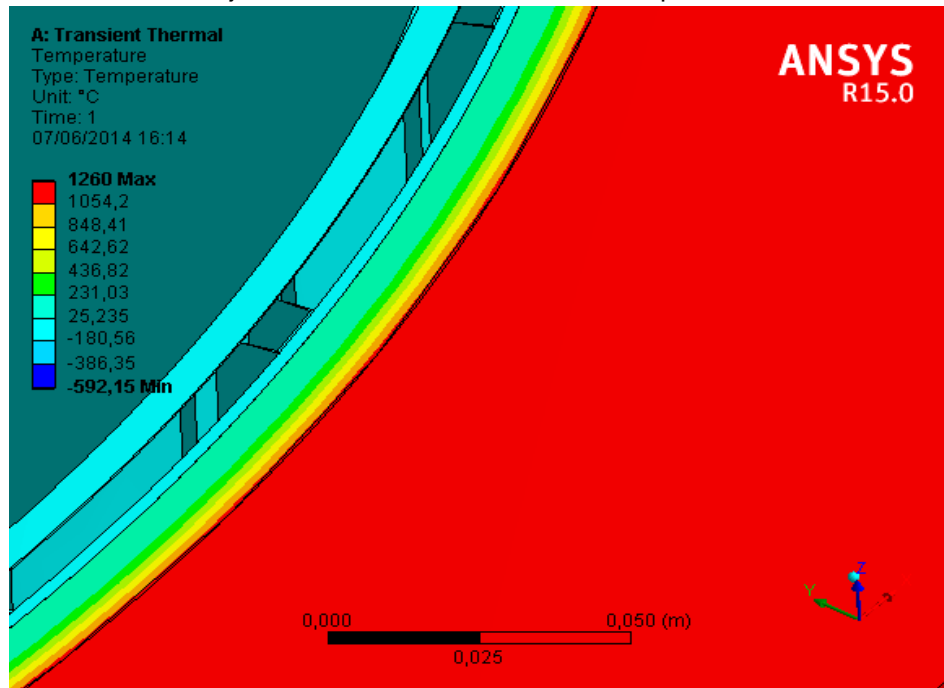
FUENTE: Autor (basado en la estructura del Ariane 2)

¹⁰⁵ National Aeronautics and Space Administration. Human Space Flight Center. “High-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles”. {En línea}. Disponible en: (<http://spaceflight.nasa.gov/shuttle/reference/shutref/orbiter/tps/hrcitiles.html>).

Al igual que en el caso de la estructura interna, por efectos de simplicidad del análisis, se consideran ciertos aspectos del diseño estructural real como irrelevantes, en términos de la estructura interna los remaches que sostienen el revestimiento 'externo' son también despreciados, al igual que el adhesivo que se utiliza para fijar el recubrimiento de protección térmica a la estructura (usualmente es un adhesivo de base de sílice), este adhesivo al ser de naturaleza química similar al recubrimiento como tal, no influye en gran medida en la protección térmica y su función es la de fijar la protección a la estructura y amortiguar las vibraciones externas que puedan producirse por la operación, y puedan dañar el recubrimiento o la estructura.

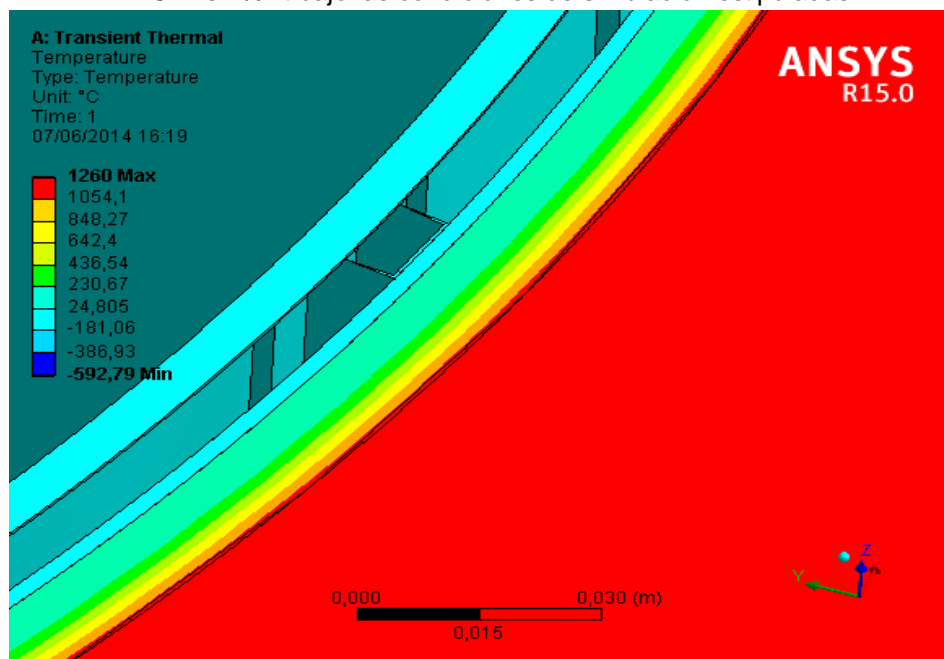
Fuera de las diferencias en el modelo analizado, las condiciones del análisis son simples, al inicio la temperatura externa es de cero absoluto (la temperatura a la que se encuentra en operación normalmente) y se expone a una temperatura de máximo 1.620°C, el máximo encontrado en el reingreso atmosférico en condiciones normales asumiendo que los extremos superior e inferior de la sección analizada generan un aislamiento térmico, de modo que se evita un flujo por fuera del sistema de protección térmica, limitando el análisis a una simulación más cercana a la realidad, dado que en un caso práctico, esta protección térmica cubre la totalidad de la estructura, evitando contacto directo de la estructura principal con el flujo térmico.

Figura 20. Análisis de temperatura censada sobre la estructura hecha de Aluminio 2024-T3 bajo las condiciones de simulación estipuladas.



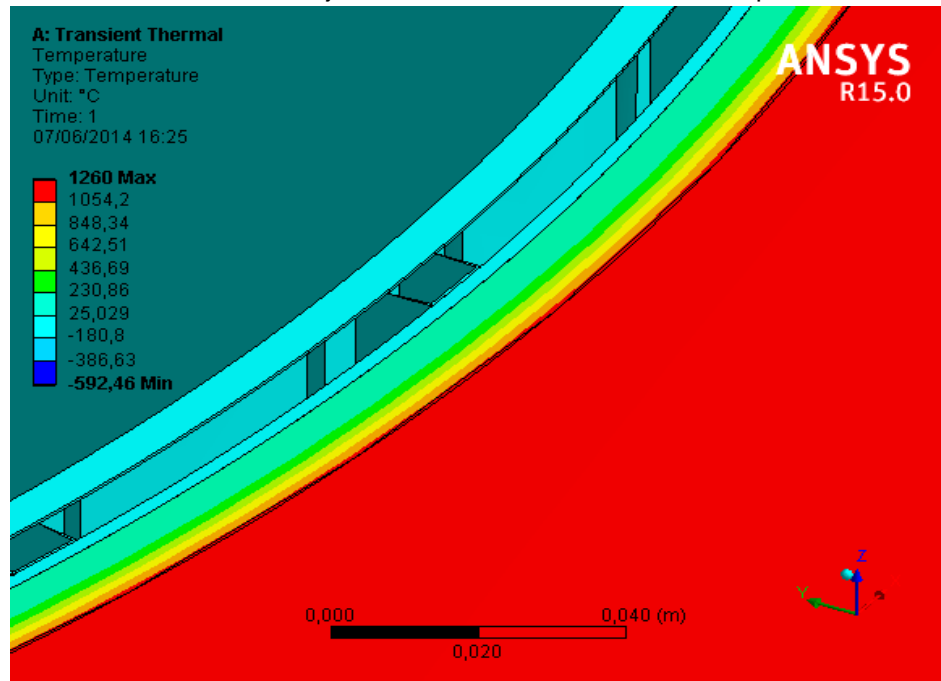
FUENTE: Autor.

Figura 21. Análisis de temperatura censada sobre la estructura hecha de Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt bajo las condiciones de simulación estipuladas.



FUENTE: Autor.

Figura 22. Análisis de temperatura censada sobre la estructura hecha de Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt bajo las condiciones de simulación estipuladas.



FUENTE: Autor.

En los tres casos analizados, el recubrimiento de protección térmica cumple efectivamente su función, disipando la temperatura externa de 1.260°C antes que esta llegue a la estructura de aluminio, la única diferencia apreciable es el límite de temperatura que presenta la estructura en su capa más externa, aquella que se encuentra en contacto con la superficie del sistema de protección térmica (en el caso real, sería en el punto de contacto con el adhesivo entre el TPS y la estructura), el cual fluctúa entre cada caso apenas entre 22°C y 25°C.

Tabla 14. Comparación de los resultados de temperaturas censadas en el análisis del Aluminio 2024-T3, Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt y el Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt.

Valor Censado ¹⁰⁶	Aluminio 2024-T3	Al 6061-T6 + MWCNTs 2%wt	Al 7075-T6 + MWCNTs 2%wt
Temperatura interna (mín.)	22,118°C	22,094°C	22,075°C
Temperatura externa (máx.)	25,235°C	24,805°C	25,029°C

FUENTE: Autor.

¹⁰⁶ Aclaración del autor: Este valor se ha censado usando el programa mismo del análisis Térmico de ANSYS, Inc. Fijándose en los límites de la estructura en la sección superior.

Al no variar mucho la diferencia de temperaturas el uso de cualquiera de los materiales en términos de análisis térmico es irrelevante, mientras que el TPS funcione como debe la temperatura de la estructura interna no se acerca a sus valores críticos; dado el caso hipotético de existir una falla menor en el TPS, por ejemplo una fisura menor, la disipación térmica sería ineficiente y por tanto las propiedades del material son las que se tomarán en consideración para definir la resistencia térmica en cada caso. En este caso el aluminio 2024-T3 original de la estructura no es el más eficiente pues tiene apenas un punto de fluencia en 502°C, mientras que el Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt tiene el punto de fluencia en 880,86°C y el Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt en 721,93°C; en términos de eficiencia térmica la opción más segura sería usar el MMC base Aluminio 6061, sin embargo, considerar una fisura lo suficientemente pequeña como para reducir la eficiencia del TPS sin dañar la estructura interna, es una probabilidad considerablemente baja, por lo cual la decisión del uso de materiales compuestos no se basaría realmente en el comportamiento térmico, sino en otro parámetro de estudio, principalmente en el comportamiento obtenido en el análisis mecánico, el cual sí provee resultados eficientes en comparación al uso del material de referencia.

5.3 Análisis de Impacto

El tercer tipo de análisis se enfoca en un caso específico situacional, las estructuras aeroespaciales se han diseñado para resistir la carga y presión a la que se ven sometidas por su operación habitual, con un ligero margen de tolerancia en su resistencia, sin embargo la imprevisibilidad de la operación espacial ha demostrado en dos ocasiones puntuales (conocidas abiertamente por el público) que los riesgos por daño físico a la estructura sea intencional o accidental es una posibilidad siempre presente en la industria. El caso específico que se ha seleccionado para este tipo de análisis de impacto, es el incidente más conocido en la historia de la industria aeroespacial reciente, aquel sufrido por el transbordador espacial Columbia inicialmente en su despegue y cuyas consecuencias se presentaron hasta el momento de su

reingreso atmosférico, a pesar de que el transbordador ha sido retirado del servicio actualmente y durante las misiones posteriores al accidente del Columbia se realizaron ligeras modificaciones a la estructura externa de los transbordadores y en términos de operación se implementó un protocolo de servicio diferente para reducir posibles impactos¹⁰⁷, se hace necesario considerar un cambio en la estructura interna para tener una menor probabilidad de fallo por impactos hipotéticos.

5.3.1 Caso de estudio: Accidente del Transbordador Espacial Columbia

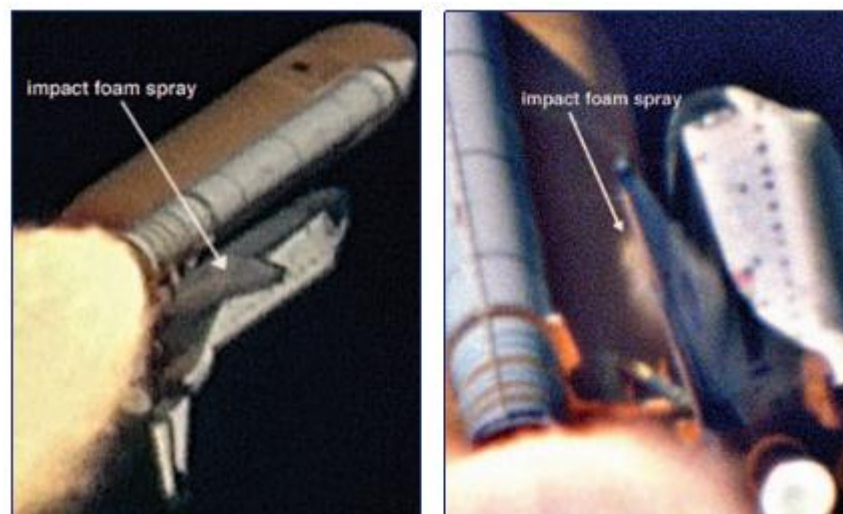
El conocido caso de la misión STS-107 del transbordador Columbia es un claro ejemplo de la relativa fragilidad de una estructura aeroespacial que sufre un impacto. Durante el despegue un trozo de espuma de aislamiento térmico del tanque principal de combustible aproximadamente de 21 pulgadas a 27 pulgadas de longitud (53,34cm ~ 68,58cm) y 12 pulgadas a 18 pulgadas de ancho (30,48cm ~ 45,72cm) se desprendió del tanque principal, e impactó la superficie del borde de ataque del ala izquierda del orbitador a una velocidad relativa estimada de entre 675 pies por segundo a 825 pies por segundo (205,74m/s ~ 251,46m/s); los datos específicos del impacto no se han revelado con exactitud, debido a que la fuente de estas estimaciones son una serie de videos de baja resolución y pocos cuadros por minuto, por lo cual no ha sido posible determinar los parámetros con exactitud, sin embargo, se ha determinado por dicha evidencia visual que la forma del trozo de espuma aislante era de una figura plana y relativamente angosta^{108, 109}.

¹⁰⁷ CHRISTIANSEN, Eric., HYDE, James., LEAR, Dana., PRIOR, Thomas., LYONS, Frankel., "Revision of Space Shuttle Wing Leading Edge Reinforced Carbon-Carbon Failure Criteria Based on Hypervelocity Impact and Arc-Jet Testing", en el Reporte: "Astromaterials Research and Exploration Science". National Aeronautics and Space Administration, Lyndon B. Johnson Space Center. Houston, Texas, Estados Unidos.

¹⁰⁸ MELIS, Matthew E.; BRAND, Jeremy H.; PEREIRA, J. Michael and REVILOCK, Duane M., "Reinforced Carbon-Carbon Subcomponent Flat Plate Impact Testing for Space Shuttle Orbiter Return to Flight". NASA Glenn Research Center. Cleveland, Ohio. Septiembre 2007.

¹⁰⁹ National Aeronautics and Space Administration, "Columbia Accident Investigation Board" Reporte vol. 1. Washington D.C. Agosto 2003.

Figura 23. Evidencia visual utilizada para determinar el tiempo de impacto y la velocidad relativa del impacto del aislante sobre el transbordador.¹¹⁰



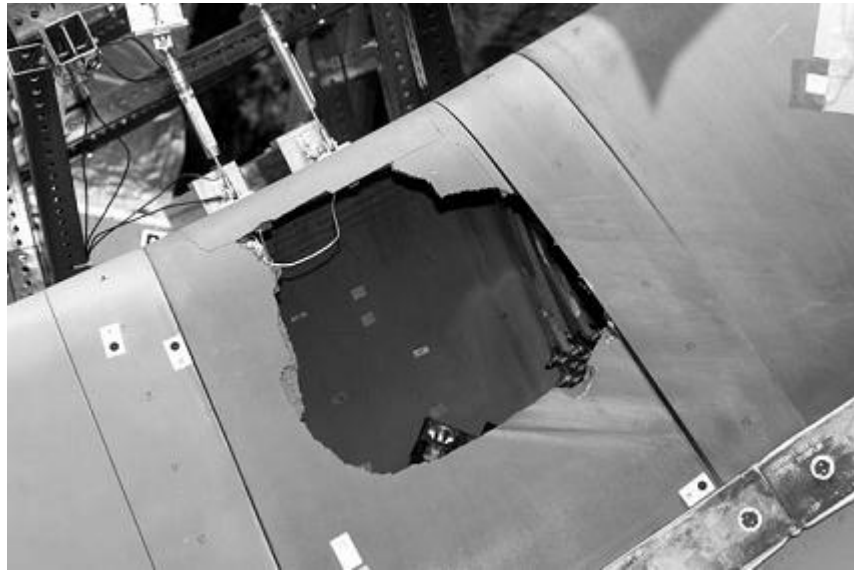
FUENTE: Columbia AIB Report Volume 1

El impacto sucedió sobre el borde de ataque del ala izquierda a los 81,9 segundos del despegue; inicialmente no se consideró como un impacto grave debido a que los registros visuales no eran suficientemente claros para determinar el daño sufrido, sin embargo el impacto dañó gravemente los paneles de RCC (del inglés Reinforced Carbon-Carbon, el material es usado principalmente en el cono de nariz y en los bordes de ataque del transbordador¹¹¹) de la protección térmica, lo que permitió el ingreso de los gases a alta temperatura en el momento del reingreso atmosférico, dichos gases produjeron un daño masivo en la estructura del ala lo que produjo la desintegración de la estructura del transbordador por completo. En las simulaciones realizadas posteriormente se determinó que el impacto de la espuma aislante sobre el ala produjo un agujero de 16 pulgadas por 16,7 pulgadas (41cm ~ 42,5cm) sobre un panel de RCC cuando se realizó un impacto simulado a 237 m/s.

¹¹⁰ National Aeronautics and Space Administration, "Columbia Accident Investigation Board" Reporte vol. 1. Washington D.C. Agosto 2003. Figura 3.4-1 p. 59

¹¹¹ CURRY, Donald M.; JOHNSON, David W., "Orbiter Reinforced Carbon/Carbon Design and Flight Experience". En: "Space Shuttle Conference Thermal Protection System Technical Session", NASA/Ames Research Center, Julio 28-30 de 1999.

Figura 24. Representación del daño sufrido por un panel de RCC tomado del Discovery, utilizado para las simulaciones de impacto durante la investigación del incidente del Columbia¹¹².



FUENTE: Impact Testing of the Orbiter Thermal Protection System, Justin Kerr, JSC (NASA)

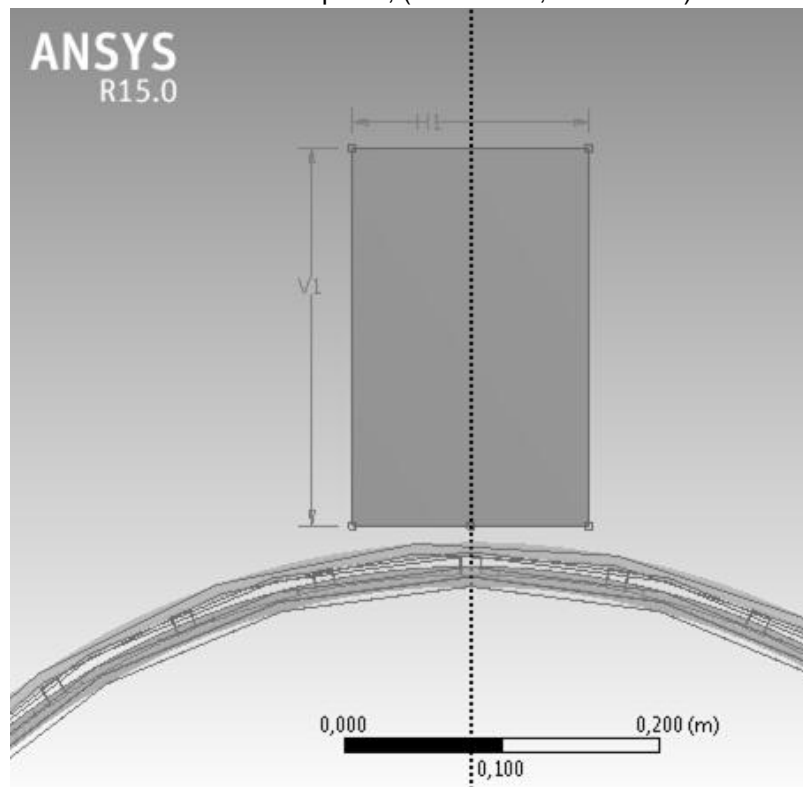
5.3.2 Condiciones del análisis de impacto

Al conocer ya los resultados que se obtienen de una simulación de impacto en una estructura, por el caso del Columbia, y el hecho de que se requiere estudiar la distribución de la carga de impacto sobre la estructura interna, el análisis sobre los materiales propuestos se realizará únicamente bajo las condiciones específicas ideales, estas condiciones de la simulación del análisis al ser ideales no solo se enfocarán en el análisis de impacto sobre un TPS constituido por RCC, sino que también se considerará un impacto hipotético similar sobre un segmento que usa protección térmica más generalizada en la estructura, es decir bajo las propiedades del HRSI, que se ha analizado anteriormente en el estudio térmico. La estructura que se empleará en el análisis es la misma que se ha utilizado durante los análisis mecánico y térmico, con la única diferencia del tipo de TPS que se estudiará; la espuma aislante es un derivado del poliuretano de baja densidad (aproximadamente 6kg/m^3) de tipo termoestable (rígida); para la velocidad de impacto se utiliza el valor estimado terminal de impacto según

¹¹² KERR, Justin. National Aeronautics and Space Administration. "Impact Testing of the Orbiter Thermal Protection System". Johnson Space Center. Houston, Texas. 2003. p.2

las imágenes usadas como evidencia por la junta de investigación del accidente: 545 mph (243,64 m/s) y dimensiones ligeramente reducidas, debido a que el modelo de análisis es considerablemente más pequeño que la estructura del ala del transbordador, para mantener la proporción de 1,6 de longitud sobre ancho (originalmente 60,98cm / 38,1cm) se considera una dimensión de 24cm de largo por 15cm de ancho con 30cm de profundidad, para mantener una figura general relativamente cuadrada. A pesar de que el impacto del aislamiento se produjo sobre un borde relativamente agudo y en una placa en diagonal de TPS por motivo de simplicidad del análisis se asume un impacto de forma transversal a la estructura de modo que la superficie de la espuma aislante impacte de forma más uniformemente al modelo analizado.

Figura 25. Configuración del modelo (TPS de tipo HRSI) con la espuma aislante antes de simulación de impacto, ($V1 = 24\text{cm}$, $H1 = 15\text{cm}$).



FUENTE: Autor (basado en la estructura del Ariane 2)

5.3.3 Análisis de impacto sobre estructura con protección de tipo RCC

Para considerar el análisis de impacto lo más cercano a una condición simulada con la encontrada con el accidente del Columbia, se reemplaza el modelo analizado en el caso térmico con un recubrimiento de protección térmica de 12,8mm de espesor constituido de RCC, este material compuesto tiene un comportamiento similar al del HRSI, por lo que su análisis térmico es similar, sin embargo su respuesta mecánica ante el impacto puede variar, independientemente de sus propiedades de material rígido cerámico, similares a las encontradas con el HRSI. Al igual que en el modelo térmico, este recubrimiento RCC se encuentra directamente en contacto con la estructura interna, a pesar de que el adhesivo utilizado normalmente para sostener el TPS a la estructura sirve para disipar vibraciones indeseadas, en caso de un impacto, el cual tiene un considerablemente alto valor de energía aplicada en un punto en poco tiempo, la vibración producida sería demasiado alta como para ser disipada por dicho adhesivo, haciéndolo irrelevante para este tipo de análisis.

Tabla 15. Propiedades del RCC (Reinforced Carbon-Carbon).¹¹³

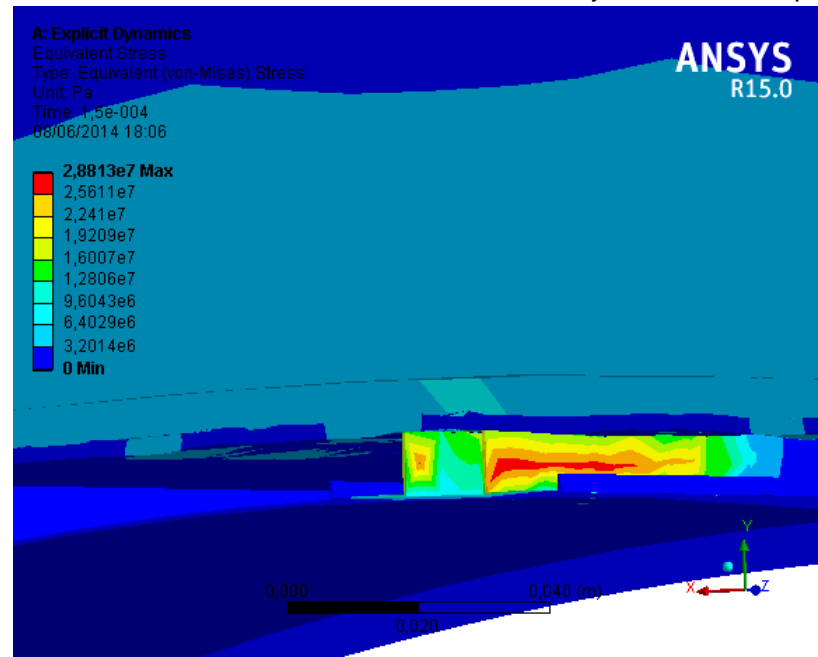
Propiedad Física	Valor
------------------	-------

Densidad	1700 kg/m ³
Módulo de elasticidad (Young)	95GPa
Resistencia a la compresión (máx.)	235MPa
Radio de Poisson	0,32
Conductividad térmica	40 W/m-K
Calor específico	755J/kg-K
Temperatura máxima (bajo carga mecánica)	2800°C

FUENTE: Paper -High performance carbon-carbon composites.

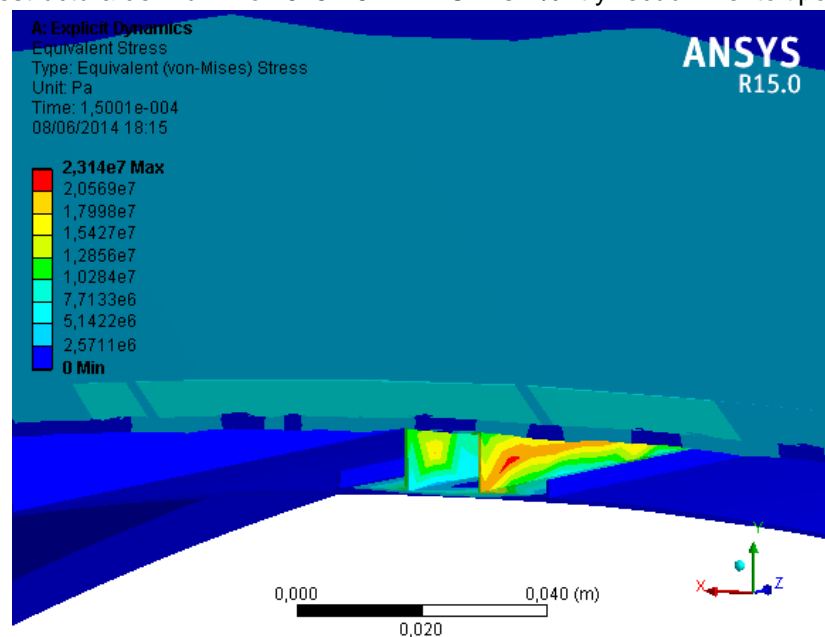
¹¹³ BUCKLEY, John D., EDIE, Dan D. Carbon-Carbon Materials and Composites. Park Ridge, New Jersey. Estados Unidos. Noyes Publications. Enero 14 de 1994.

Figura 26. Detalle de un corte transversal del modelo luego de la simulación de impacto usando una estructura de Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt y recubrimiento tipo RCC.



FUENTE: Autor.

Figura 27. Detalle de un corte transversal del modelo luego de la simulación de impacto usando una estructura de Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt y recubrimiento tipo RCC.



FUENTE: Autor.

Se puede observar que el detalle del larguero principal que soporta la carga del impacto puede distribuir la carga sufrida en la estructura, sin embargo con una carga aplicada de $5,1422 \times 10^6$ Pa aplicados sobre el

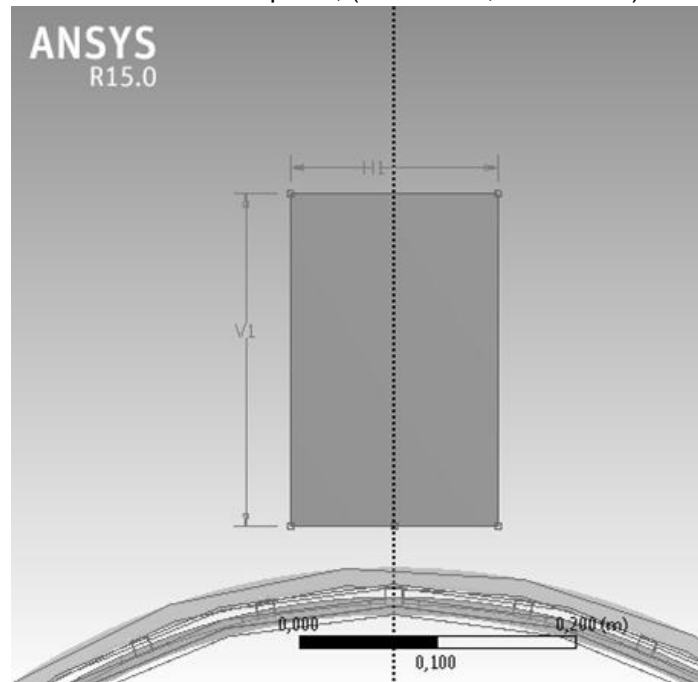
recubrimiento suponen un riesgo para la estructura interna, debido a que dañan el recubrimiento externo al no poder este disipar la energía del impacto sobre la misma estructura interna. De existir un daño sobre el recubrimiento del TPS la estructura queda expuesta a daño crítico por causa de los gases de alta temperatura, dado este riesgo es recomendable utilizar un material que pueda sobrellevar en mayor medida las altas temperaturas que se presentarán (asumiendo que el daño no es completamente crítico sobre el recubrimiento de RCC y todavía puede disipar parte de la temperatura de los gases sin que estos entren en contacto directo sobre la estructura interna de aluminio) sobre la estructura total; en este caso se presenta un dilema sobre el material compuesto a utilizar, dado que el Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt tiene un punto de fluencia en 880,86°C mientras que el Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt un punto de fluencia de 721,93°C; sin embargo el análisis del impacto demuestra que la carga sufrida por el mismo se distribuye de mejor forma usando el MMC base 7075-T6 debido a su mejor resistencia a la tensión/compresión y mayor módulo de elasticidad presenta en los resultados una zona bajo máxima carga ($2,314 \times 10^7$ Pa) considerablemente menor que en los resultados encontrados bajo el uso del MMC base 6061-T6. Entonces la decisión de selección del material depende de la prioridad que se le desee dar al diseño de la estructura, resistencia mecánica o resistencia térmica, a pesar de que el uso de cualquiera de los dos materiales compuestos postulados con respecto a los materiales convencionales es una mejora evidente, dada la naturaleza hipotética de este tipo de análisis para obtener un resultado más objetivo, es necesario realizar un análisis experimental.

5.3.4 Análisis de impacto sobre estructura con protección tipo HRSI

A pesar de que el impacto sobre una sección que usa protección térmica de tipo RCC es más crítico que un impacto sobre una sección que use otro tipo de TPS, debido a que el espesor de una sección de protección tipo RCC -por su aplicación, principalmente- es considerablemente menor a los

demás tipos de protección térmica. Dadas estas razones, el mismo análisis realizado sobre el modelo con el uso del RCC, se realizará considerando una sección expuesta a un impacto con el uso de un material de TPS de uso más general, el cual ya se estudió en el análisis térmico: el HRSI.

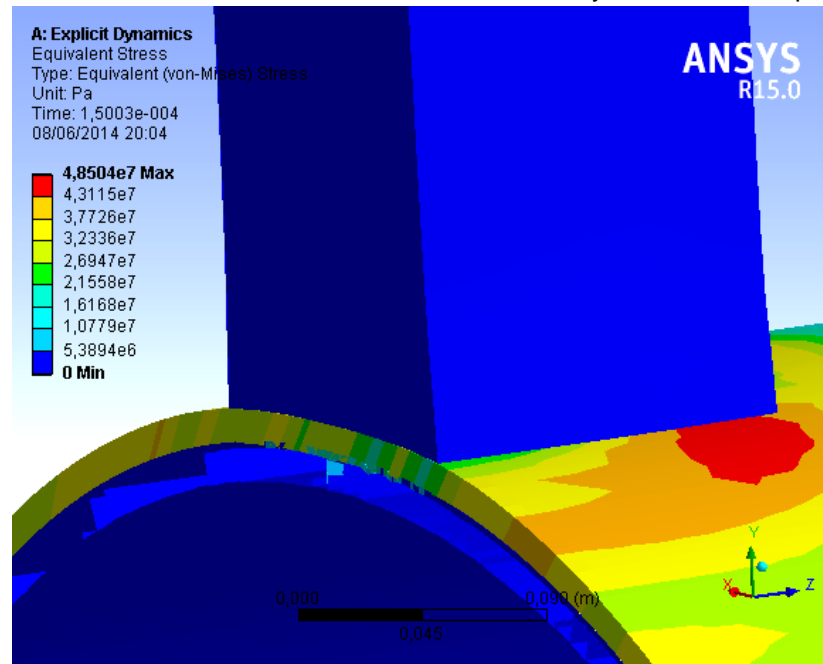
Figura 28. Configuración del modelo (TPS de tipo HRSI) con la espuma aislante antes de simulación de impacto, ($V1 = 24\text{cm}$, $H1 = 15\text{cm}$).



FUENTE: Autor (basado en la estructura del Ariane 2)

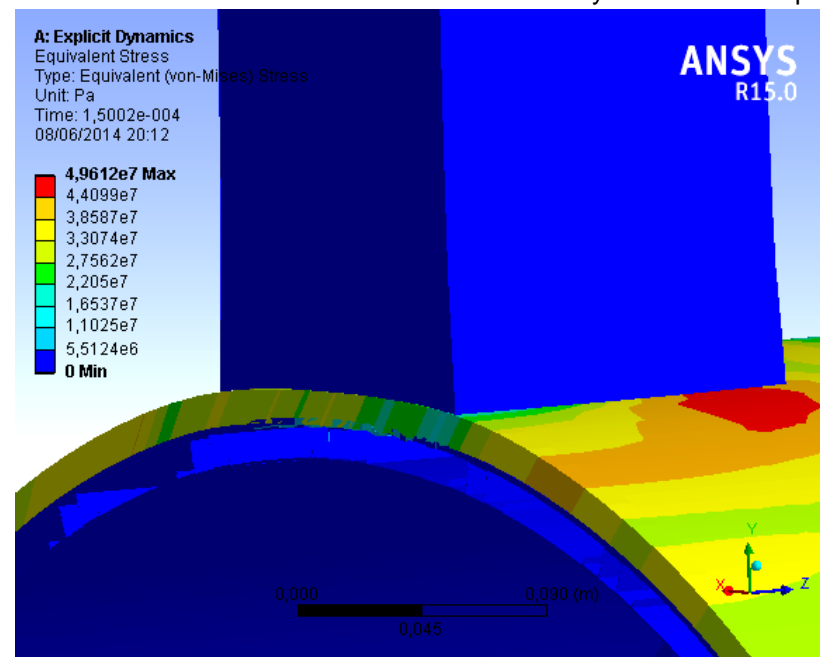
A pesar de que el modelo de análisis con el uso del HRSI luce mayoritariamente similar al modelo utilizado anteriormente, la diferencia principal existe en el recubrimiento utilizado en este segundo modelo, debido a la configuración de HRSI en su uso en el transbordador espacial con respecto al RCC. El compuesto carbon-carbon al ser más denso y resistente, y debido a su aplicación en los bordes de ataque se presenta en un espesor menor de máximo 12,7mm mientras que el HRSI al estar principalmente ubicado en secciones relativamente planas (estabilizador vertical, alas, secciones de control) tiene un espesor mayor, de entre 25,4mm y 127mm; sin embargo hay una mayor probabilidad de sufrir un impacto similar al analizado sobre este tipo de material, debido a que ocupa una parte mayor de la estructura general.

Figura 29. Detalle de un corte transversal del modelo luego de la simulación de impacto usando una estructura de Aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt y recubrimiento tipo HRSI.



FUENTE: Autor.

Figura 30. Detalle de un corte transversal del modelo luego de la simulación de impacto usando una estructura de Aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt y recubrimiento tipo HRSI.

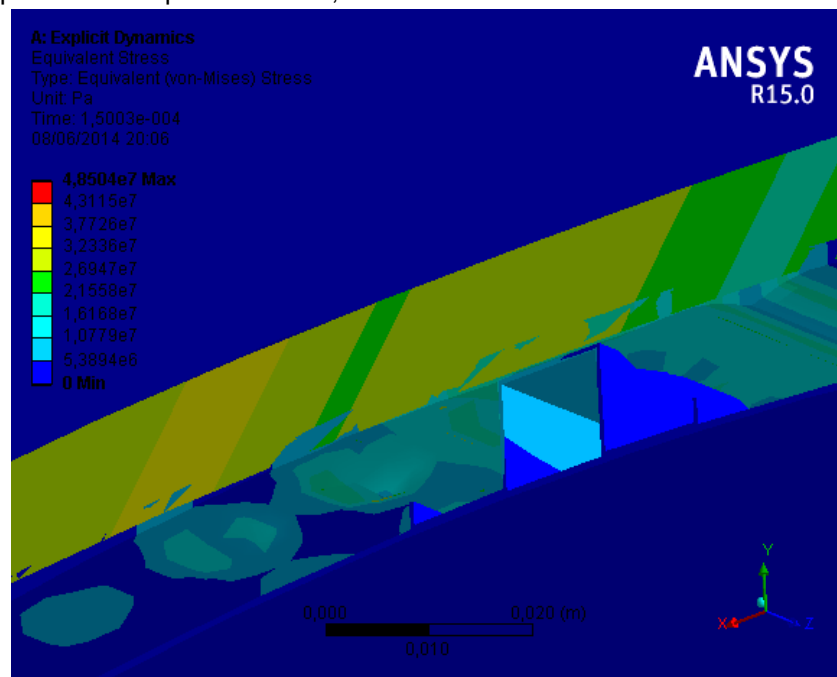


FUENTE: Autor.

El daño aparente observado en este análisis se limita mayoritariamente al recubrimiento tipo HRSI, principalmente en los extremos de la espuma aislante, debido a la inercia que esta sección lleva con respecto al centro;

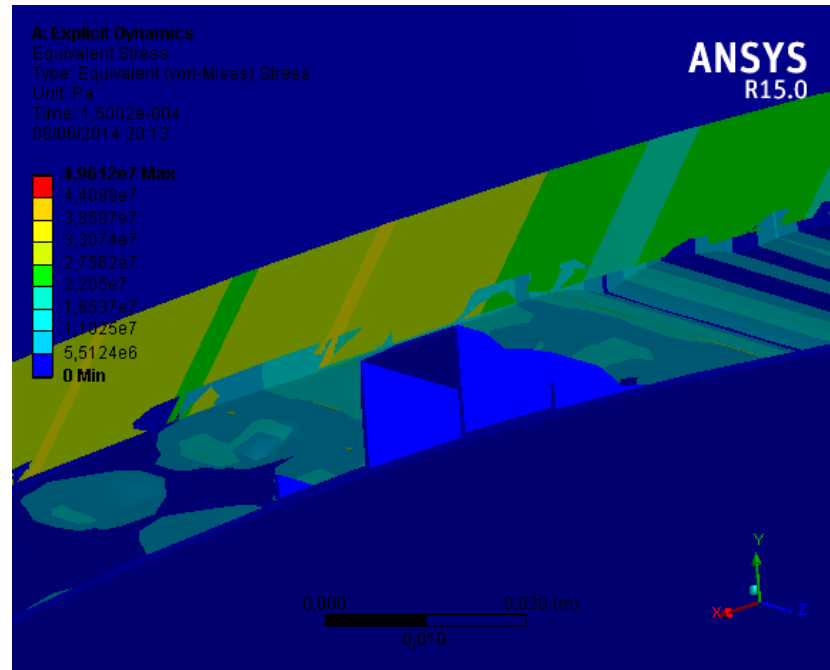
esto demuestra que el recubrimiento de tipo HRSI es más vulnerable a impactos, incluso que el RCC, debido a que esta vez se denota una sección grande que sufre falla de material, dejando gran parte de la estructura de aluminio expuesta a los gases a alta temperatura. Sin embargo se puede denotar también una limitada sección de la estructura interna que aparentemente sufre de estrés producido por el impacto, a pesar de que no es una sección considerable, es prudente observar específicamente el posible daño que haya presentado luego del impacto y el daño del TPS

Figura 31. Detalle del estrés encontrado sobre el larguerillo principal por debajo de la zona de impacto de la espuma aislante, material: aluminio 6061-T6 + MWCNTs 2%wt.



FUENTE: Autor.

Figura 32. Detalle del estrés encontrado sobre el larguerillo principal por debajo de la zona de impacto de la espuma aislante, material: aluminio 7075-T6 + MWCNTs 2%wt.



FUENTE: Autor.

En estos detalles se observa que el daño producido por el impacto de la espuma aislante no se restringe únicamente al material de protección externa, sino que ha producido estrés considerable (al menos $2,7562 \times 10^7$ Pa) sobre el revestimiento externo de aluminio, justo en contacto bajo el recubrimiento de protección térmica de tipo HRSI. Este daño extendido sobre la estructura de aluminio no aparenta representar un daño considerable, debido a que solo se presenta en secciones reducidas alrededor del larguerillo más cercano al impacto, y su magnitud de estrés no es tan alto como el encontrado en el recubrimiento HRSI; sin embargo el daño sobre dicho recubrimiento si es crítico por lo que la estructura interna queda al descubierto susceptible al gas a alta temperatura del reingreso, produciendo un fallo crítico. En términos generales los resultados de este análisis no son útiles en sí, para determinar si el uso de alguno de los materiales compuestos postulados, sino que sirven como punto de decisión sobre la selección de un material más óptimo a dispersar fuerzas

producidas por un impacto de forma más eficiente a comparación del material de referencia.

6. COMPARACION ECONOMICA DEL USO DE LOS MMCs FRENTE A MATERIALES CONVENCIONALES

Dado que los análisis anteriores han demostrado mejoras en comparación al uso de los materiales convenciones (en mayor o menor medida), es necesario realizar un paralelo en términos de costos de producción y aplicación de estos materiales compuestos versus los materiales actualmente usados, a pesar de que en los análisis computacionales se enfocaron únicamente en el estudio del Aluminio 2024-T3 y los MMC postulados, en términos prácticos existen una gran cantidad de materiales utilizados en las estructuras espaciales, por tanto en este análisis económico, no solo se considerarán los tres materiales estudiados hasta el momento, sino que se consideraran diversos materiales usados actualmente en la industria. En términos estructurales, los materiales más comunes son aleaciones basadas en Aluminio y Titanio, además de ciertos materiales compuestos utilizados en aplicaciones específicas, para efectos prácticos de este estudio se analizarán los materiales más utilizados no solo en el transbordador espacial utilizado por la NASA sino también, aquellos presentes en estructuras y vehículos de otras diversas agencias de exploración aeroespacial nacionales, tales como la Agencia Espacial Federal Rusa (FKA)¹¹⁴, la Agencia Japonesa de Exploración Espacial (JAXA) y la Agencia Espacial Europea (ESA), así como también empresas de exploración espacial privadas como 'Space Exploration Technologies Corporation' SpaceX principalmente aquellas que presentan desarrollos de tipo aeroespacial con aplicación de materiales en la industria espacial.

¹¹⁴ Aclaración por parte del autor: las referencias a materiales utilizados en los vehículos y estructuras de procedencia rusa, no siempre están especificados, sin embargo se conoce que la estructura principal de ambos: el transbordador espacial 'Buran' y el cohete 'Soyuz', están constituidos de aleaciones de aluminio. Fuente {En línea} Disponible en: (<http://www.spaceflight101.com/soyuz-2-1v.html>; <http://www.buran.su/sts-composition.php>).

Tabla 16. Aplicaciones de materiales frecuentemente utilizados en estructuras por agencias de desarrollo aeroespacial.

Material	Aplicaciones conocidas
Aluminio 2014	SpaceX (Falcon 1) ¹¹⁵
Aluminio 2024-T3	ESA (familia de cohetes Ariane) ¹¹⁶ , JAXA (NASDA) ¹¹⁷ , FKA (Buran space shuttle), ESA (ISS Columbus module) ¹¹⁸
Aluminio 2219	SpaceX (Falcon 1) ¹¹⁹
Aluminio 6061-T6	JAXA (JEM/MPAC&SEED) ¹²⁰ , FKA (Soyuz) ¹²¹
Aluminio 7040	ESA (Ariane 5) ¹²²
Aluminio 7075-T6	NASA (Space Shuttle) ¹²³ , JAXA (JEM/MPAC&SEED), ESA (ISS Columbus module) ¹²⁴
Aluminio 7075-T73	NASA (Space Shuttle), JAXA (ETS-VII) ¹²⁵
Aluminio-Litio Al-Li 2195	NASA (Space Shuttle, external tank) ¹²⁶ , SpaceX (Falcon 9)
Magnesio HM21A-T8	NASA (Space Shuttle)
Titanio 6Al-4V	NASA (Space Shuttle), JAXA (EFFU) ¹²⁷

FUENTE: Diversas (ver referencias)

¹¹⁵ BJELDE, Brian; VOZOFF, Max y SHOTWELL, Gwynne. The Falcon 1 Launch Vehicle: Demonstration Flights, Status, Manifest, and Upgrade Path. En: "21th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites". Logan, Utah, 2007.

¹¹⁶ European Space Agency (ESA) publicación: "Ariane-5 Fact sheet". {En línea}. {Junio de 2014}. Disponible en: (<http://www.esa.int/esapub/achievements/Sc72s6.pdf>).

¹¹⁷ Japan Aerospace Exploration Agency. "JAXA's Materials Database System" {En línea}. {Junio de 2014}. Disponible en: (http://matdb.jaxa.jp/outline_e.html).

¹¹⁸ European Space Agency (ESA) publicación. "Columbus, European Research Laboratory". ERASMUS Centre – Directorate of Human Spaceflight and Operations. Documento No. ESA-HSO-COU-002. Revisión 2. {En línea}. {Junio de 2014} Disponible en: (<http://wsn.spaceflight.esa.int/docs/Factsheets/2%20Columbus%20LR.pdf>).

¹¹⁹ BJELDE, Brian; VOZOFF, Max y SHOTWELL, Gwynne. Op. Cit.

¹²⁰ KIMOTO, Yugo; ISHIZAWA, Junichiro, MIYAZAKI, Eiji y SUZUKI Mineo, "SM/MPAC & SEED Experiment Overview". Tsukuba, Japón. Marzo 10-11 de 2008.

¹²¹ LYONS, Frankel/UTC Aerospace Systems. "Determine ISS Soyuz Orbital Module Ballistic Limits for Steel Projectiles Hypervelocity Impact Testing". Hypervelocity Impact Technology Group (HVIT), Astromaterials Research and Exploration Science (ARES) Directorate, NASA. Houston, Texas. Julio 2013.

¹²² PR Newswire Association LCC. {En línea}: "Alcan Contributes to Success of Ariane 5 ECA Rocket". Octubre 30 de 2013. Disponible en: (<http://www.prnewswire.co.uk/news-releases/alcan-contributes-to-success-of-ariane-5-eca-rocket-153425595.html>).

¹²³ MOSER, Tom, y MILLER Glenn, "Orbiter Structural Design", En: "Engineering Innovations". NASA. Johnson Space Center. Houston, Texas.

¹²⁴ European Space Agency (ESA) publicación. "Columbus, European Research Laboratory". Op. Cit.

¹²⁵ Japan Aerospace Exploration Agency. "JAXA's Materials Database System". Op. Cit.

¹²⁶ GUIMMARRA, Cindie; THOMAS, Bruce y RIOJA, Roberto J., "New Aluminum Lithium Alloys for Aerospace Applications", En conferencia: "Proceedings of the Light Metals Technology Conference". Quebec, Canadá. 2007.

¹²⁷ Japan Aerospace Exploration Agency. "JAXA's Materials Database System". Op. Cit.

A pesar de que cada material se maneja de diversa manera y proporción en su respectiva estructura, desde aplicaciones como material base estructural, en el caso de los aluminios 2014, 2024-T3 y 7075, hasta aplicaciones de refuerzo estructural, como el HM21A-T8 y Ti 6Al-4V; dichos materiales se cuantifican no solo por su proporción, sino también por el costo que implica utilizarlo por volumen utilizado en la estructura, el cual es el factor determinante en términos de costos estructurales. En estos términos, se puede realizar un paralelo del costo que presentaría el uso de cada material por su peso aplicado o por su volumen en la estructura final; usando como referencia la cantidad de material necesario para construir el modelo que se ha utilizado para analizar los materiales propuestos anteriormente, la sección hipotética del cohete Ariane.

Dada la configuración del modelo que se ha analizado anteriormente, a pesar de que tiene una longitud de 700mm y un diámetro de 970mm, el espesor máximo que se encuentra en la estructura es del revestimiento externo, es apenas de 5mm por lo que el volumen total de la estructura es mínimo, según se ha calculado (según el modelo original en Solid Edge) tiene un volumen aproximado de $7,391250 \times 10^{-3} \text{ m}^3$, sin embargo el peso del material total que se utiliza no es tan ligero como se espera (a pesar de que es bastante ligero en términos relativos), si se utiliza una aleación ligera de aluminio como la 2024, se necesitarían cerca de 20,4516kg de material base para completar la estructura. Ya sea en términos de volumen o peso, la estructura no se ha cambiado, por lo que un paralelo de costos relativos entre los materiales anteriormente nombrados y los MMCs postulados puede proveer una idea general de la viabilidad económica del uso de estos materiales compuestos en comparación con el uso de materiales más convencionales.

Tabla 17. Precios comerciales de materiales 'convencionales' de uso aeronáutico.

Material	Precio comercial encontrado	Costo por kilogramo
Aluminio 2014	19,28 USD/lb ¹²⁸	42,416 USD

¹²⁸ Determinado a partir del costo comercial de una lámina de 48x144x0,02 pulgadas. Disponible en: (<http://www.metalsuppliersonline.com/buy/exchange/post/viewhresponse.asp?BidId=63039>), y la

Aluminio 2024-T3	17,889 USD/lb ¹²⁹	39,3558 USD
Aluminio 2219	364,92 USD/kg ¹³⁰	364,92 USD
Aluminio 6061-T6	13,999 USD/lb ¹³¹	30,7978 USD
Aluminio 7040	-	-
Aluminio 7075-T6	11,5156 USD/lb ¹³²	25,3343 USD
Aluminio 7075-T73	4,98 USD/lb ¹³³	10,956 USD
Aluminio-Litio Al-Li 2195	2.500~3.800 USD/Ton ¹³⁴	-
Magnesio HM21A-T8 ¹³⁵	1.900 USD/kg (aprox.)	-
Titanio 6Al-4V	11 USD/lb ¹³⁶	24,2 USD

FUENTE: Diversas (ver referencias).

Los costos observados en la tabla 17 están “ajustados” dependiendo de la configuración de cada material encontrado comercialmente; normalmente estos materiales se encuentran en forma de láminas metálicas con dimensiones predeterminadas, que normalmente no coinciden con la configuración del modelo analizado, por ello se asume una corrección de costo de forma ‘simple’, considerando únicamente el costo de los materiales en términos de costo por

densidad calculada del material por ASM International. Disponible en:

(<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA2014T6>).

¹²⁹ Determinado a partir del costo comercial de una lámina de 36x36x0.02 pulgadas. Disponible en: (http://www.onlinemetals.com/merchant.cfm?pid=8051&step=4&showunits=inches&id=915&top_cat=0), y la densidad calculada del material por ASM International. Disponible en: (<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA2024T3>).

¹³⁰ Determinado a partir del costo comercial de una lámina de 800x800x0,2mm. Disponible en: (http://www.alibaba.com/product-detail/2219-airplane-and-military-aluminum-sheet_378298836.html), y la densidad calculada del material por ASM International. Disponible en: (<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA2219T81>).

¹³¹ Determinado a partir del costo comercial de una lámina de 36x36x0,02 pulgadas. Disponible en: (http://www.onlinemetals.com/merchant.cfm?pid=17920&step=4&showunits=inches&id=76&top_cat=0), y la densidad calculada del material por ASM International. Disponible en: (<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA6061t6>).

¹³² Determinado a partir del costo comercial de una lámina de 36x36x0,04 pulgadas. Disponible en: (http://www.onlinemetals.com/merchant.cfm?pid=10611&step=4&showunits=inches&id=916&top_cat=0), y la densidad calculada del material por ASM International. Disponible en: (<http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA7075T6>).

¹³³ Precio comercial encontrado por libras. Disponible en: (<http://www.metalsuppliersonline.com/buy/exchange/post/viewhresponse.asp?BidId=37790>)

¹³⁴ La información de densidad no se encuentra disponible para el público, Precio comercial Disponible en: (http://www.alibaba.com/product-detail/2219-airplane-and-military-aluminum-sheet_378298836.html)

¹³⁵ Aclaración por parte del autor: no hay registros de precios comerciales para el Magnesio HM21A-T8, por lo que se asume que el material es únicamente de uso industrial o está restringido. El valor aproximado indicado, se determinó a partir de una comparación de materiales en “Structural Design”, Thomas Moser, Glenn Miller; en Engineering Innovations.

¹³⁶ Precio comercial Disponible en: (http://www.roytech.co.uk/Useful_Tables/Matter/Costs.html). La información está actualizada a Noviembre de 2010, sin embargo se asume que el cambio de precios no ha sido considerable desde dicha fecha.

peso, independientemente del trabajo realizado sobre el material para obtener su costo final de mercado. De esta forma se puede realizar un paralelo aproximado de los costos que se involucran en la realización de una sección estructural en términos de cada material independiente y estos a su vez se pueden comparar con el precio que se obtendría aproximadamente el producir una estructura similar con los materiales compuestos que se han estudiado.

Determinar los costos de los materiales compuestos que se han propuesto es complicado, debido a que a pesar de que se tiene un valor aproximado de los materiales base y el costo de los nanotubos de carbono también se puede determinar; el costo final de dicho material compuesto es considerablemente complejo de especificar debido a la complejidad del proceso de manufactura del material en sus diversas etapas y procesos. Inicialmente los nanotubos de carbono se obtienen más usualmente (y por efectos prácticos para la manufactura de los materiales compuestos postulados) en forma de polvo, usando el método de deposición catalítica en fase de vapor (siglas en inglés: CVD) el cual ha sido el método más eficiente para producir nanotubos de carbono de alta calidad debido a que estos ‘crecen’ sobre un material base, de forma mucho más económica y uniforme¹³⁷, por ello este método es el principal desde el cual se puede conseguir un costo de 25 USD por un gramo de nanotubos de carbono (20nm de diámetro máximo) de 99% de pureza¹³⁸. Esto implica que para una estructura constituida de un material compuesto como el que se ha planteado, los costos de los nanotubos de carbono son directamente dependientes del material base que se utiliza.

Tabla 18. Comparación de proporción de nanotubos de carbono utilizados según el material base de los MMC postulados.

Material Base	Peso (estructura)	%wt Nanotubos	Peso Nanotubos de carbono	Proporción de nanotubos por kg de material base
Aluminio 2024-T3	20,4515 kg	0 (mat. ref.)	-	-

¹³⁷ CAREY, Brent J.; TZENG, Jerome T. y KARNA Shashi, “Carbon Nanotube Aluminum Matrix Composites”. Aberdeen, Maryland. Army Research Laboratory, Agosto 2010. p. 2-3.

¹³⁸ Información de precio, pureza y clase de nanotubos (MWCNTs) obtenida por un proveedor {En línea}. Disponible en: ([http://cheaptubes.com/carbon-nanotubes-prices.htm#Multi Walled Nanotubes Prices](http://cheaptubes.com/carbon-nanotubes-prices.htm#Multi_Walled_Nanotubes_Prices)).

Aluminio 6061-T6	20,045 kg	2%	0,40903 kg	20,4 g
Aluminio 7075-T6	20,6585 kg	2%	0,41317 kg	20 g

FUENTE: Autor.

Como se puede observar, la cantidad de nanotubos de carbono por kilogramo de material base es el factor que más va a influenciar en el costo de la estructura total en comparación con el uso de un material convencional; por un kilogramo de material compuesto Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt se implica un costo de material base aproximado de 30,7978 USD y aproximadamente 510 USD de costo en nanotubos de carbono, la proporción de costos de los nanotubos de carbono superan en 16 veces el costo del material base, incluso solo si representan una mínima parte de su peso total, sin considerar costos de manufactura del material compuesto, un kilogramo de Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt tendría un costo total de 540,7978 USD. De igual manera el material compuesto Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt tiene un costo aproximado de 25,3343 USD por un kilogramo y necesitaría 500 USD en MWCNTs incluidos en su estructura, dando como total 525,3343 USD aproximados por kilogramo.

Estos costos son por un margen bastante amplio, más altos que los costos que implican el uso de materiales convencionales, en términos estructurales el costo de una estructura compuesta de un MMC es demasiado alto como para ser rentable si se considera únicamente el costo que implica la construcción de la estructura utilizando los nuevos materiales, sin embargo el uso de los nanotubos de carbono en un material compuesto no solo incrementa las propiedades físicas del material sino que también su resistencia al desgaste, lo cual aumenta el tiempo de vida útil del material en gran medida; entonces si el costo de operación del uso de los materiales compuestos se va a ver reflejado en una menor cantidad de estructuras requeridas construidas durante un periodo de tiempo prolongado, presenta una oportunidad de rentabilidad a largo plazo dado que una estructura reutilizable que pueda emplearse durante un mayor número de misiones es un beneficio que solo se puede observar en términos de largo plazo; también debe considerarse que el costo elevado de los nanotubos de carbono se debe a la complejidad de la producción de estos en grandes cantidades, sin embargo, los costos de producción han venido

decaendo de forma acelerada en los últimos años, desde aproximadamente 1.500 USD por gramo en el 2000 hasta 50 USD por gramo en marzo de 2010. Esta proyección de costos se debe a la cada vez más variada forma de producción de los nanotubos de carbono, lo cual disminuye la dificultad de su obtención y por lo tanto disminuye los precios al mercado. El uso de materiales de alta tecnología siempre ha sido clave en el desarrollo de las estructuras espaciales, y a lo largo de su desarrollo se ha visto que dichos materiales inician con costos considerablemente altos pero debido a su mejor desempeño en operaciones, tienden a ser más efectivos a largo plazo en su respectiva aplicación que los materiales convencionales, como se ha observado en el costo de operación de algunos vehículos de última tecnología como el Falcon 9¹³⁹. Dada esta condición observada, el precio de manufactura de MMC con CNTs probablemente seguirá disminuyendo en los siguientes años y se volverá cada vez más rentable realizar estructuras complejas utilizando diversos materiales metálicos compuestos con particulado en nanotubos de carbono.

¹³⁹ National Aeronautics and Space Administration. "Falcon 9 Launch Vehicle NAFCOM Cost Estimates". Agosto 2011. {En línea}. Disponible en: (http://www.nasa.gov/pdf/586023main_8-3-11_NAFCOM.pdf).

CONCLUSIONES

A pesar de que el análisis realizado sobre los materiales compuestos Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt y Al7075-T6 + MWCNTs se realizó meramente de forma teórica, asumiendo condiciones clave que determinaban el comportamiento de los materiales aplicados en los casos de análisis fundamentales, ésta información hipotética puede dar una aproximación inicial al comportamiento que se puede esperar del uso de materiales compuestos con inclusión de nanotubos de carbono. Inicialmente se determinó que el uso de materiales base simples como el uso de aleaciones de grado aeroespacial del aluminio es la mejor aproximación para un material base metálico, debido a la facilidad de maquinado, su ligero peso y precio relativamente bajo los hacen un material ideal para la inclusión de los nanotubos de carbono. En términos de los nanotubos de carbono se determinó también que los MWCNTs son óptimos para este tipo de aplicación debido a que son más estables a aplicaciones mecánicas que los SWCNTs y aún mantienen las altas propiedades físicas generales de los nanotubos de carbono, además del hecho de que se ha observado que son económicamente menos costosos que aquellos de pared simple. Sin embargo el determinar el incremento de las propiedades del material base con la aplicación de los nanotubos de carbono es imposible de determinar con exactitud sin realizar un análisis experimental, el cual por cuestiones de infraestructura necesaria y materiales, no es posible de realizar. Sin embargo, dada la cantidad de resultados experimentales encontrados en publicaciones se puede realizar un paralelo aproximado del incremento de las propiedades de dicho material base luego de realizar la 'aleación' con los nanotubos de carbono, claro está, es una suposición que se realiza por parte del autor (51,35% de incremento en este caso puntual), pero sirve temporalmente como base teórica para determinar la viabilidad del proceso y decidir si se puede proceder a buscar un resultado experimental real.

En términos mecánicos el estudio se ha realizado en dos enfoques, el primero, un análisis teórico en términos del factor de seguridad de uso de los materiales compuestos postulados en comparación del mismo análisis realizado sobre un material convencional 2024-T3, dicho análisis basado en la estructura interna de un cohete Ariane 2, tenía como intención realizar un estudio basado en la proporción de incremento del FS sobre la estructura al implementar cualquiera de los MMC propuestos, en este caso se observa un incremento del factor de seguridad de 1,4 básico en el uso del 2024-T3 a un valor de 1,6471 con el uso del Al 6061-T6 + MWCNTs 2%wt, y 2,6337 con el uso del Al7075-T6 + MWCNTs 2%wt, cuando se analiza el material requerido para la construcción de los largueros. Y se encuentran factores de 2,6697 y 1,7374 respectivamente frente al factor básico en su aplicación en los mamparos de la estructura. En ambos casos se observa una mejora evidente sobre el uso del material, a pesar de que el factor de seguridad es un valor fijo determinado por el diseño de la estructura, el encontrar factores superiores significa que la estructura que utiliza los materiales compuestos se puede optimizar, reduciendo la cantidad de material utilizado para mantener el factor de seguridad básico con menor material o bien, mantener la cantidad del material con un factor de seguridad extendido. Esta información es confirmada con el análisis mecánico computacional, el cual muestra que la carga aplicada sobre la estructura se distribuye de forma más eficiente sobre los MMC postulados, que sobre el material de referencia inicial, sin embargo se observa una leve concentración de cargas sobre el mamparo superior (aquel que soporta la carga en la simulación) cuando se utiliza el material compuesto base Al7075, lo cual confirma el decremento del factor de seguridad sobre esta parte encontrado en el análisis teórico; a pesar de esto, se observa que independientemente del material compuesto reemplazante, se determina un incremento en la resistencia de la estructura sobre el material original, lo cual indica una mejora clara de la eficiencia de la estructura bajo el uso de los MMC, en comparación mecánica entre ambos MMC propuestos se encuentra un mejor comportamiento general del Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt, por lo que este

material se perfila como la mejor opción para realizar estudios posteriores experimentales.

En términos térmicos el análisis se limita meramente a un estudio bajo condiciones de análisis computacional, basado en la resistencia del material a altas temperaturas; debido a que la familia de aluminios no presenta una alta resistencia a la temperatura (no la suficiente para un reingreso atmosférico sin TPS), se requiere analizar el comportamiento de los materiales bajo un tipo de coraza térmica, esto limita en gran medida el análisis, debido a que la coraza se encarga de disipar la temperatura provocada por la fricción de los gases atmosféricos durante el reingreso de forma efectiva, por lo que la temperatura máxima que afecta a la estructura de aluminio es mínima, a pesar de esto, se logra observar un ligero mejor comportamiento de los MMC postulados frente a la temperatura encontrada en la estructura original, mientras se utiliza un tipo de recubrimiento térmico HRSI; al igual, de forma teórica se determina que el MMC Al6061-T6 + MWCNTs 2%wt tiene una mayor resistencia térmica frente a los demás materiales con un límite de fluencia de 880,86°C lo cual a pesar de estar protegido por un recubrimiento de protección térmica nos puede indicar que en caso de que dicho recubrimiento falle, tiene un mayor factor de seguridad temporal frente a gases a altas temperaturas que el material de referencia, el cual tiene un punto de fluencia muy inferior, de 502°C.

En el análisis de impacto, al igual que el análisis térmico solo se realizó de forma computacional, se enfoca en el caso hipotético de un impacto sufrido sobre la estructura general, para ello se basó en el accidente del transbordador espacial Columbia, simulando un impacto similar sobre dos secciones estructurales diferentes, con el recubrimiento RCC (el recubrimiento que se dañó durante el accidente del Columbia) y una sección bajo el recubrimiento HRSI como comparación para determinar el posible daño sobre la estructura. En el primer caso el RCC soportó en cierta medida el impacto, distribuyendo la fuerza del mismo sobre la estructura del MMC analizado, de modo que la energía del impacto se distribuye sobre la estructura metálica en vez de dañar el recubrimiento RCC, sin embargo dada la característica frágil del RCC al ser

un compuesto de base cerámica existe una probabilidad alta de que el recubrimiento a pesar de soportar inicialmente la carga, sufra de un daño extensivo por el impacto y se fracture, exponiendo la estructura de aluminio a las condiciones del vacío durante la operación normal, y de gases de alta temperatura al reingreso atmosférico. En el caso del HRSI, el daño es más evidente, al tener este material un espesor mayor y un límite de resistencia mecánica muy inferior al del RCC, tiende a fracturarse completamente en la zona del impacto sin transmitir una parte considerable de la carga a la estructura (a pesar de una pequeña porción de la carga alcanza a la estructura y es disipada de forma efectiva), esta fractura del material produce una condición igual que en el caso de impacto sobre un recubrimiento RCC exponiendo en gran medida la estructura a las condiciones externas extremas. En ambos casos el factor clave en el fallo es el recubrimiento térmico, a pesar de que la estructura puede soportar y distribuir la carga en mayor o menor medida, sin un recubrimiento que proteja a la estructura durante el reingreso atmosférico los gases sobrecalentados seguramente dañarán de forma catastrófica a la estructura en general; dado que este factor no depende de los materiales compuestos que se han postulado, sino del recubrimiento, es un caso que queda indeterminado por medio de los análisis realizados; la eficiencia de la estructura en caso de un impacto puede considerarse ligeramente mejor debido a que los MMC son superiores en comparación del material de referencia debido a sus superiores propiedades físicas.

En términos generales los materiales compuestos presentan un mejor comportamiento frente a los materiales convencionales, debido a que sus propiedades se encuentran de forma aumentada, sin embargo en un último aspecto clave, los MMC superan en gran medida los costos de manufactura frente a los materiales convencionales, ya sea por el alto precio de los materiales incluidos en su estructura, como el caso específico de los MWCNTs cuyo precio es considerablemente alto en términos de su peso (25USD/g), o bien el hecho de que requieren procesos complejos de manufactura, lo cual incrementa la mano de obra necesaria para su producción y obviamente los costos de la misma. En este factor, es necesario considerar que los MMCs de

este tipo son útiles solo en estructuras reutilizables o bien que tengan periodos de vida bastante largos, debido a que requerirán de menor mantenimiento y cuidados durante su operación y eventualmente se volverán eficientes económicamente, en mayor medida que los materiales convencionales.

BIBLIOGRAFÍA

ALMAN, David E. ASM Handbook: Volume 21 Composites 838 - 858p "Properties of Metal-Matrix Composites". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International. 2001.

AJAYAN, Pulickel M.; ZHOU, Otto Z., Carbon Nanotubes: Synthesis, Structure, Properties and Applications. 391 – 425p "Applications of Carbon Nanotubes", Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 2001.

ASM Incorporation, "Aluminum 2024-T3" {En línea} 2001 {Consultado Noviembre de 2013} Disponible en: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA2024T3>.

ASM Incorporation, "Aluminum 6061-T6; 6061-T651" {En línea} 2001 {Consultado Noviembre de 2013} Disponible en: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA6061t6>.

ASM Incorporation, "Aluminum 7075-T6; 7075-T651" {En línea} 2001 {Consultado Noviembre de 2013} Disponible en: <http://asm.matweb.com/search/SpecificMaterial.asp?bassnum=MA7075T6>.

ASM Speciality Handbook. "Heat Resistant Materials". 1 - 67p., 345 - 438p. Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International, 1997. ISBN: 978-0-87170-596-9.

BJELDE, Brian; VOZOFF, Max y SHOTWELL, Gwynne. The Falcon 1 Launch Vehicle: Demonstration Flights, Status, Manifest, and Upgrade Path. En: "21th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites". Logan, Utah, 2007.

BOYER, R., COLLINGS, E.W., WELSCH, G., "Materials Properties Notebook: Titanium Alloys". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International, 1994.

BOYNE, Walter J., F-22 Raptor: America's Next Lethal War Machine. Libro de Aviation Week, Serie de Aviones Militares, McGraw Hill, 1999.

BOYSEN, Earl. Hawk's Perch Technical Writing. "Carbon Nanotube Applications and Uses", {En línea}. {Noviembre de 2013} disponible en: (www.UnderstandingNano.com/nanotubes-carbon.html).

BUCKLEY, John D., EDIE, Dan D. Carbon-Carbon Materials and Composites. Park Ridge, New Jersey. Estados Unidos. Noyes Publications. Enero 14 de 1994.

CAIRNS, Douglas S. (Dr.); WOOD, Lysle A., "Composite Materials for Aerospace Structures", Departamento de Ingeniería Industrial y Mecánica, Universidad estatal de Montana. Bozeman, Montana, 2009.

CAMPBELL, F.C., Manufacturing Processes for Advanced Composites. Londres, Gran Bretaña. Elsevier Ltd., 2004. 3-37 p., 245-277 p.

CAMPBELL, F.C., Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials. Londres, Gran Bretaña. Elsevier Ltd., 2006. 15-270 p., 419-456 p.

CAMPBELL, F.C., Structural Composite Materials. Capitulo 1: "Introduction to Composite Materials". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International, 2010.

CAREY, Brent J.; TZENG, Jerome T. y KARNA Shashi, "Carbon Nanotube Aluminum Matrix Composites". Aberdeen, Maryland. Army Research Laboratory, Agosto 2010.

CHRISTIANSEN, Eric., HYDE, James., LEAR, Dana., PRIOR, Thomas., LYONS, Frankel., "Revision of Space Shuttle Wing Leading Edge Reinforced

Carbon-Carbon Failure Criteria Based on Hypervelocity Impact and Arc-Jet Testing”, en el Reporte: “Astromaterials Research and Exploration Science”. National Aeronautics and Space Administration, Lyndon B. Johnson Space Center. Houston, Texas, Estados Unidos.

CHUNG, Deborah D.L. Applied Materials Science: Applications of Engineering Materials in Structural, Electronics, Thermal, and Other Industries. Boca Raton, Florida. Chapman & Hall/CRC Press. 2001.

CHUNG, Deborah D.L. Composite Materials: Science and Applications. 2ed. Buffalo, New York. Springer-Verlag 2010.

COBDEN, Ron., ALCAN., BANBURY., “Aluminium: Physical Properties, Characteristics and Alloys”, TALAT Lecture #1501, European Aluminium Association. 1994.

CURRY, Donald M.; JOHNSON, David W., “Orbiter Reinforced Carbon/Carbon Design and Flight Experience”. En: “Space Shuttle Conference Thermal Protection System Technical Session”, NASA/Ames Research Center, Julio 28-30 de 1999.

DANIEL, Isaac M.; ISHAI, Ori, Engineering Mechanics of Composite Materials. Oxford University Press. New York, New York. 1994.

DEO, Ravi B; STARNES, James H. Jr. y HOLZWARTH, Richard C., “Low-Cost Composite Materials and Structures for Aircraft Applications”, En: Conferencia “Low Cost Composite Structures”. Loen, Noruega. 7-11 de Mayo de 2001.

DESAI, Chandra., SAADATMANESH, Hamid., GIRDNER, Kirsten., “Development and Mechanical Properties of Strutural Materials from Lunar Simulants”. Universidad de Arizona, Tucson, Arizona. Estados Unidos. 1991.

DRAENEN, M., de FOUW, R.D., HAMERS, B., JANSSEN P.G.A., SCHOUTEDEN, K., VELD, M.A.J., "The Wondrous World of Carbon Nanotubes: A Review of Current Carbon Nanotube Technologies". Eindhoven University of Technology, Eindhoven, Países Bajos. 27 de Febrero de 2003.

EDWARDS, Bradley C. "The Space Elevator Development Program", Carbon Designs Inc., En Conferencia: "55th International Astronautical Congress". Vancouver, Canada. 2004.

ENDO, Morinobu; HAYASHI, Takuaya; KIM, Yoong Ahm; TERRONES, Mauricio and DRESSELHAUS, Milred S., "Applications of Carbon Nanotubes in the Twenty-first Century". {En línea}. 13 de Agosto de 2004. {Diciembre de 2013}. Disponible en: (http://www.unidym.com/files/whitepaper_1437.pdf).

European Space Agency (ESA) publicación: "Ariane-5 Fact sheet". {En línea}. {Junio de 2014}. Disponible en: (<http://www.esa.int/esapub/achievements/Sc72s6.pdf>).

European Space Agency (ESA) publicación: "Ariane-5 User's Manual", Issue 5. Revisión 0. {En línea}. Julio 2008. {Junio de 2014}.

European Space Agency (ESA) publicación. "Columbus, European Research Laboratory". ERASMUS Centre – Directorate of Human Spaceflight and Operations. Documento No. ESA-HSO-COU-002. Revisión 2. {En línea}. {Junio de 2014} Disponible en: (<http://wsn.spaceflight.esa.int/docs/Factsheets/2%20Columbus%20LR.pdf>).

GUIMMARRA, Cindie; THOMAS, Bruce y RIOJA, Roberto J., "New Aluminum Lithium Alloys for Aerospace Applications", En conferencia: "Proceedings of the Light Metals Technology Conference". Quebec, Canadá. 2007.

HALE, Justin., Boeing Company. Revista Aero QTR_4.06 "Boeing 787, From the Ground Up". Seattle, WA, Estados Unidos, 2008.

HART, John, "Carbon Nanotubes: Fundamentals, Synthesis, Processing and Applications". MIT, Departamento de Ingeniería Mecánica. 1de Noviembre de 2006.

HILLIS, J.E., ASM Handbook Vol. 5. "Surface Engineering of Magnesium Alloys". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International. 1994.

HOA, Suong V., Principles of the Manufacturing of Composite Materials. Lancaster, Pennsylvania, Estados Unidos. DEStech Publications Inc., 2009.

JACOBSON, Loren A., "Superalloys". en artículo METE 327 "Physical Metallurgy". 16 de Mayo 2008.

Japan Aerospace Exploration Agency. "JAXA's Materials Database System" {En línea}. {Junio de 2014}. Disponible en: (http://matdb.jaxa.jp/outline_e.html).

KAINER, Karl Ulrich., Metal Matrix Composites: Custom-made Materials for Automotive and Aerospace Engineering. Capitulo 1: "Basics of Metal Matrix Composites". {En línea}. 6 de Junio 2006. {Abril de 2014}.

KALANCHIAM, Muniyasami; CHINNASAMY, Moorthy., "Advantages of Composite Materials in Aircraft Structures". World Academy of Science, Engineering and Technology. 2012.

KERR, Justin. National Aeronautics and Space Administration. "Impact Testing of the Orbiter Thermal Protection System". Johnson Space Center. Houston, Texas. 2003.

KIMOTO, Yugo; ISHIZAWA, Junichiro, MIYAZAKI, Eiji y SUZUKI Mineo, "SM/MPAC & SEED Experiment Overview". Tsukuba, Japón. Marzo 10-11 de 2008.

KOMAROV, F.F.; MIRONOV, A.M., "Carbon Nanotubes: Present and Future". Instituto de Física Aplicada, Universidad estatal de Belarus. Minsk, Belarus. 2004.

KUMAR, G.B. Veeresh; RAO, C.S.P.; SELVARAJ, N. y BHAGYASHEKAR, M.S., "Studies on Al6061-SiC and Al7075-Al₂O₃ Metal Matrix Composites". En: "Journal of Minerals & Materials Characterization & Engineering" Vol. 9, No.1. 2010. 43 – 55p.

KURITA, Hiroki; KWON, Hansang; ESTILI, Mehdi y KAWASAKI, Akira., "Multi-Walled Carbon Nanotube-Aluminum Matrix Composites Prepared by Combination of Hetero-Agglomeration Method, Spark Plasma Sintering and Hot Extrusion". En "Materials Transactions" Vol. 52 No.10. The Japan Institute of Metals. 2011. 1960 - 1965p.

LIM, D.K.; SHIBAYANAGI, T. y GERLICH, A.P., "Synthesis of multi-walled CNT reinforced aluminum alloy composite via friction stir processing". En: "Materials Science and Engineering A". Elsevier. 30 de Noviembre de 2008.

LYON, P., "Electron 21 for Aerospace and Specialty Applications". En Conferencia y Exposición AeroMet. Seattle, Washington. 7-10 Junio 2004.

LYONS, Frankel/UTC Aerospace Systems. "Determine ISS Soyuz Orbital Module Ballistic Limits for Steel Projectiles Hypervelocity Impact Testing". Hypervelocity Impact Technology Group (HVIT), Astromaterials Research and Exploration Science (ARES) Directorate, NASA. Houston, Texas. Julio 2013.

MANJUNATHA, L.H.; DINESH, P., "Fabrication and Properties of Dispersed Carbon Nanotube-Al6061 Composites". En: "International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology" Vol. 2. Bangalore, India. Febrero 2013.

MANOCHA, Lalit M., "High Performance Carbon-Carbon Composites", Departamento de Ciencia de Materiales, Universidad Sardar Patel, Vallabh Vidyanagar, India, Febrero/Abril 2003.

MELIS, Matthew E.; BRAND, Jeremy H.; PEREIRA, J. Michael and REVILOCK, Duane M., "Reinforced Carbon-Carbon Subcomponent Flat Plate Impact Testing for Space Shuttle Orbiter Return to Flight". NASA Glenn Research Center. Cleveland, Ohio. Septiembre 2007.

MORTAZAVI, Majid; MAJZOBI, G.H.; GOLIKAND, A. Noozad; REIHANI, A.; MORTAZAVI, S.Z.; GORJI, M.S., "Fabrication and mechanical properties of MWCNTs-reinforced aluminum composites by hot extrusion". En: "Rare Materials" Vol. 31 No. 4. Agosto 2012.

MOSER, Tom, "Review of the Design and Development Orbiter Structure and Thermal Protection System (TPS), MIT Lecture. Septiembre 22 de 2005.

MOSER, Tom, y MILLER Glenn, "Orbiter Structural Design", En: "Engineering Innovations". NASA. Johnson Space Center. Houston, Texas.

National Aeronautics and Space Administration, "Columbia Accident Investigation Board" Reporte vol. 1. Washington D.C. Agosto 2003.

National Aeronautics and Space Administration, "Falcon 9 Launch Vehicle NAFCOM Cost Estimates". Agosto 2011.

National Aeronautics and Space Administration, "Final Report of the International Space Station Independent Safety task Force". Washington D.C., Febrero 2007.

National Aeronautics and Space Administration, "Orbiter Thermal Protection System" (factsheet). Kennedy Space Center. Cabo Cañaveral, Florida, Estados Unidos. Septiembre 2006.

NOGUCHI, Toru; MAGARIO, Akira; FUKAZAWA, Shigeru; SHIMIZU, Shuichi; BEPPU, Junichi y SEKI, Masayuki., "Carbon Nanotube/Aluminum Composites with Uniform Dispersion". En: "Materials Transactions" Vol. 45. The Japan Institute of Metals. 2004. 602 – 604p.

PETERS, M.; LEYENS C., "Aerospace and Space Materials". En "Aerospace Science and Engineering" Vol. 3. Instituto de Investigación de Materiales, DLR, German Aerospace Center. Colonia, Alemania.

PETERS, S.T., Handbook of Composites. 2Ed. Tonbridge, Inglaterra. Chapman & Hall. 1998.

PHILIP, T.V., McCRAFFEY, T.J., ASM Handbook vol. 1. "Ultrahigh Strength Steels". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International. 1990.

POLLOCK, Tresa M.; TIN, Sammy., "Nickel-Based Superalloys for Advanced Turbine Engines: Chemistry, Microstructure, and Properties". En: "Journal of Propulsion and Power" Vol. 22. Marzo-Abril 2006.

Princeton University. "Polymer Matrix Composites". {En Línea} {Enero de 2014} Disponible en: (<http://www.princeton.edu/~ota/disk2/1988/8801/880106.PDF>).

POPOV, Valentin N., "Carbon Nanotubes: Properties and Application". En: "Materials Science and Engineering" R 43. Elsevier Ltd. 2004.

RAO, Priya Baskar, "Quantative analyses of dispersion, doping, and electronic separation of single wall HiPco carbon nanotubes". Instituto de Tecnología de Dublin. Dublín, Irlanda. Junio 2009.

REIMERDES, H. Guenter. Prof. Dr. "Guía de Cátedra". Departamento de Estructuras Aeroespaciales, Escuela Técnica Superior de Aachen. Alemania. Traducción: GRAVENHORST, Andreas. Universidad de Ciencias Aplicadas de Bremen, Alemania.

RODRIGUEZ, Jesús, "Materiales Utilizados en Aplicaciones Espaciales". En conferencia: "XIII Jornada de Materiales de la Universidad Carlos III de Madrid". Madrid, España. Marzo 2011.

SCHAFRIK, R., SPRAGUE, R., "Gas Turbine Materials" En: "Advanced Material & Processes", Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International. Junio 2004.

SHAIK, Khadar Vali., "Impact testing of advanced ceramic composites using experimental and F E analysis". Jawaharlal Nehru Technological University. Hyderabad, India. 7 de septiembre 2010.

Space Exploration Technologies Corporation (SpaceX), "Falcon 9 Launch Vehicle Payload User's Guide". Artículo número SCM 2008-010, Revision 1. Hawthorne, California. 2009.

STONEHOUSE, A.J., MARDER, J.M., ASM Handbook vol. 2. "Beryllium: Health and Safety Considerations". Materials Park, Novelty, Ohio. ASM International. 1990.

SURAPPA, M.K., "Aluminum Matrix Composites: Challenges and Opportunities". En "Sāadhanā" Vol. 28. Bangalore, India. Febrero/Abril 2003.

SUZUKI Mineo, SHIMAMURA Hiroyuki y IMAGAWA Kichiro. "Japan's Materials Space Exposure Experiments before SM/MPAC & SEED". Tsukuba, Japón. Marzo 10-11 de 2008.

U.S. Department of Defense. "Composite Materials Handbook: Volume 4 Metal Matrix Composites". Arlington County, Virginia. 21 de Septiembre de 1999.

U.S. Department of Defense, "Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures". Arlington County, Virginia. 31 de Enero de 2003.

U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration. "Metallic Materials Properties Development and Standardization, Washington D.C., January 2003. 3-258 – 3-292 p.

VASILIEV, Valery V.; MOROZOV, Evgeny V. Mechanics and Analysis of Composite Materials. Oxford, Gran Bretaña. Elsevier Science Ltd. 2001.

VAUCHER, S.; Beffort, O., "Bonding and Interface Formation in Metal Matrix Composites". En: "MMC Assess Thematic Network" Vol.9. Septiembre 2001.

WARREN, A.S., "Developments and Challenges for Aluminium – A Boeing Perspective". The Boeing Company. Seattle, Washington. En: "Materials Forum" Vol. 28. Instituto de Ingeniería de Materiales Australasia Ltd. 2004. 24 – 31p.

WU, Yufeng; KIM, Gap-Yong y RUSSELL, Alan M., "Effects of mechanical alloying on an Al6061-CNT composite fabricated by semi-solid powder processing". En: "Materials Science and Engineering A". Elsevier Ltd. 18 de Enero de 2012.

WU, Yufeng; KIM, Gap-Yong y RUSSELL, Alan M., "Mechanical alloying of carbon nanotube and Al6061 powder for metal matrix composites", En: "Materials Science and Engineering A". Elsevier Ltd. 11 de Noviembre de 2011.

YOUNOSSI, Obaid; STEM, David E.; LORELL, Mark A.; LUSSIER, Frances M., "Lessons Learned from the F/A-22 and F/A-18E/F Development Programs". Santa Monica, California. RAND Corporation. 2005.